



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ
НАУК УКРАЇНИ

Том 26
1(122)
2020

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ + ЗАСНОВАНО В ЛЮТОМУ 1995 р. + ВИХОДИТЬ 6 РАЗІВ НА РІК + КИЇВ

ЗМІСТ

Космічні енергетика і двигуни

Пилипенко О. В., Николаев А. Д., Башилий И. Д., Долгополов С. И. Математическое моделирование динамических процессов в системе питания маршевого двигателя космических ступеней ракет-носителей на активных и пассивных участках траектории полета 3

Дураченко В. М., Шпак А. В., Колесниченко С. А., Агеева Л. И., Долинкевич А. С., Унчур К. А. Проблемы и пути их решения в процессе разработки жидкостного реактивного двигателя малой тяги для жидкостной реактивной системы 3-й ступени ракеты-носителя «Циклон-4» 18

Дослідження Землі з космосу

Ляшенко В. В., Яцун Л. В., Ярмольчук Е. Д. Планирование съемки космическим аппаратом «Сич 2М» 30

Пьянкова Е. В., Лизунов Г. В., Меланченко А. Г., Протас А. Н. Информационная система сбора, обработки и распространения данных для геокосмических спутниковых проектов 37

Космічна й атмосферна фізика

Печерица Л. Л., Смелая Т. Г. Оптимизация сеточной структуры при использовании статистического метода пробных частиц в задачах разреженной газовой динамики 48

CONTENTS

Space Energy, Power and Propulsion

Pylypenko O. V., Nikolaev A. D., Bashliy I. D., Dolgoplov S. I. Mathematical modeling of dynamic processes in feeding system of space stage main engine of launch vehicle at active and passive flight 3

Durachenko V. M., Shpak A. V., Kolesnychenko S. A., Aheyeva L. I., Dolinkevich A. S., Unchur K. O. Problems and ways of their solutions in the development of a low-thrust liquid jet engine for a stage 3 liquid jet system of «Cyclone-4» launch vehicle 18

Study of the Earth from Space

Lyashenko V. V., Yatsun L. V., Yarmolchuk Ye. D. Satellite «Sich-2M» survey planning 30

Piankova O. V., Lizunov G. V., Melanchenko O. G., Protas O. N. Information system for data collection, processing, and distribution in Geospace projects 37

Space and Atmospheric Physics

Pecheritsa L. L., Smelaya T. G. Grid structure optimization by the test particle method in the tasks of rarefied gas dynamics 48

<i>Метельская Н. С., Бриль А. И., Чайковский А. П., Федоренко А. С., Милиневский Г. П.</i> Комплексный спутниковый и наземный региональный мониторинг атмосферного аэрозоля лидарными и радиометрическими системами с использованием ассимиляции данных	59
Космічні матеріали та технології	
<i>Воронцов А. В., Фролов В. П., Балашов В. Н., Алексеев К. Г., Ципун И. Ю., Мокин А. В.</i> Мобильная чистая камера для сборки головных блоков с изменяемой площадью рабочей зоны	72
<i>Мацевитый Ю. М., Сиренко В. Н., Костиков А. О., Сафонов Н. А., Ганчин В. В.</i> Методика идентификации нестационарных тепловых процессов в многослойных конструкциях	79
<i>Гусарова И. А., Манько Т. А., Роменская О. П., Литот А. В.</i> Исследование механизма влияния плазменной обработки на свойства низкомодульных углеволокон	90
Space Materials and Technologies	
<i>Vorontsov O., Frolov V., Balashov V., Alekseev K., Tsipun I., Mokin O.</i> Mobile clean chamber for assembly of orbital modules with a variable area of working zone . . .	72
<i>Matsevity Yu. M., Sirenko V. N., Kostikov A. O., Sa-fonov N. A., Ganchin V. V.</i> Method of identification of non-stationary thermal processes in multilayer structures	79
<i>Gusarova I. A., Man'ko T. A., Romenska O. P., Litot O. V.</i> Research of the mechanism of influence of plasma processing on the properties of low modulus carbon fibers . . .	90

На першій сторінці обкладинки — Вікно геоприв'язки даних у конфігурації 3D (див. статтю О. В. П'янкової та ін., С. 37—47).

Журнал «Космічна наука і технологія» включено до переліку наукових фахових видань України, в яких публікуються результати дисертаційних робіт на здобуття наукових ступенів доктора і кандидата фізико-математичних та технічних наук

Відповідальний секретар редакції О.В. КЛИМЕНКО

Адреса редакції: 01030, Київ-30, вул. Володимирська, 54
тел./факс (044) 526-47-63, ел. пошта: reda@mao.kiev.ua
Веб-сайт: space-scitechnjournal.org.ua

Свідоцтво про реєстрацію КВ № 1232 від 2 лютого 1995 р.
Перереєстровано Міністерством юстиції України 21.11.2018 р.,
Свідоцтво серія КВ № 23700-13540 ПР

Підписано до друку 30.03.2020. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон.
Ум. друк. арк. 10,50. Обл.-вид. арк. 11,03. Тираж 100 прим. Зам. № 5913.

Оригінал-макет виготовлено і тираж віддруковано ВД «Академперіодика» НАН України
вул. Терещенківська, 4, м. Київ, 01004

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру суб'єктів видавничої справи серії ДК № 544 від 27.07.2001 р.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.01.003>
УДК 629.76

О. В. ПИЛИПЕНКО

член-корр. НАН Украины, д-р техн. наук, проф.,
orcid.org/0000-0002-7583-4072,
E-mail: OPylypenko@nas.gov.ua

А. Д. НИКОЛАЕВ

канд. техн. наук, старш. науч. сотруд.,
orcid.org/0000-0003-0163-0891

И. Д. БАШЛИЙ

канд. техн. наук, старш. науч. сотруд.,
orcid.org/0000-0003-0594-9461

С. И. ДОЛГОПОЛОВ

канд. техн. наук, старш. науч. сотруд.,
orcid.org/0000-0001-6346-3203

Институт технической механики НАН Украины и ГКА Украины,
ул. Лешко-Попеля 15, Днепро, Украина, 49005

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ
ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ ПИТАНИЯ МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ
КОСМИЧЕСКИХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ НА АКТИВНЫХ
И ПАССИВНЫХ УЧАСТКАХ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА**

Развит подход к оценке работоспособности системы питания жидкостных двигательных установок космических ступеней (разгонных блоков) ракет-носителей на участках активного и пассивного полета жидкостных ракет-носителей, в том числе при многократных запусках-остановах маршевых двигателей. Разработанный подход базируется на методе конечных элементов, методе объема жидкости, импедансном методе численного анализа процессов в гидравлических магистралях и топливных баках. В рамках развитого подхода на основе математического моделирования динамических процессов в системе питания маршевого жидкостного ракетного двигателя применительно к условиям микрогравитации определяются параметры движения и формы свободной поверхности компонентов топлива в баках, параметры формирующихся свободных газовых включений в жидком топливе, оценивается работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива при различных режимах функционирования двигательной установки, рассчитываются параметры переходных процессов в системе питания маршевого жидкостного ракетного двигателя при его многократных запусках-остановах, определяются амплитуды и частоты колебаний жидкого топлива в системе питания космической ступени.

Эффективность подхода подтверждена результатами решения ряда задач. В частности, показано, что результаты определения параметров движения жидкости и границы раздела сред «газ — жидкость» экспериментального образца топливного бака космической ступени «Сентаур» в «бросковой башне» удовлетворительно согласуются с соответствующими экспериментальными данными, а параметры переходных процессов в системе питания разрабатываемого марше-

Цитування: Пилипенко О. В., Николаев А. Д., Башлий И. Д., Долгополов С. И. Математическое моделирование динамических процессов в системе питания маршевого двигателя космических ступеней ракет-носителей на активных и пассивных участках траектории полета. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 1(122). С. 3—17. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.003>

вого жидкостного ракетного двигателя космической ступени — с данными «холодных» тестовых испытаний системы питания этого двигателя на воде.

Использование развитого подхода позволит сократить объем экспериментальной отработки новых и модернизируемых двигательных установок космических ступеней ракет-носителей

Ключевые слова: маршевый жидкостный ракетный двигатель, космическая ступень, разгонный блок, многократный запуск, система питания, внутрибаковое устройство обеспечения сплошности, микрогравитация.

ВВЕДЕНИЕ

Развитие рынка пусковых услуг как составной части мирового космического рынка определяется растущим потреблением информационной продукции ракетно-космической отрасли, предоставляемой функционирующими в околоземном пространстве космическими аппаратами (КА). Указанное обстоятельство обуславливает, наряду с расширением номенклатуры разрабатываемых КА, необходимость совершенствования средств их выведения и формирования на рабочих орбитах группировок КА, объединенных для решения общих задач — дистанционного зондирования Земли, предоставления навигационных услуг, обеспечения связи и т. п. [17].

Разработка космических ступеней, предназначенных для запуска нескольких КА на различные орбиты при помощи одной ракеты-носителя (РН), является перспективным направлением совершенствования средств выведения. Задача создания таких космических ступеней РН обуславливает необходимость реализации сложной программы полета космической ступени, включающей чередование кратковременных участков ее движения с работающим маршевым жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) и более продолжительных участков пассивного полета, на которых работают только двигатели малой тяги системы ориентации и стабилизации ступени. Выполнение такой программы полета с выведением каждой КА на соответствующую орбиту осуществляется путем многократных запусков маршевых ЖРД (в условиях микрогравитации) и последующих их остановов, что оказывает существенное влияние на гидродинамические процессы в системе питания космической ступени [17].

Система питания космической ступени РН предназначена для заправки компонентов топлива в топливные баки ступени, их подачи в

двигательную установку с параметрами, обеспечивающими надежный запуск и работу маршевых ЖРД ступени в различных условиях полета и т. д. Она является одной из основных систем космической ступени по сложности и функциональности. Разработка эффективной системы питания жидкостных двигательных установок космических ступеней РН в различных условиях их эксплуатации основана на решении ряда сложных научно-технических задач [1, 3, 7, 8, 10, 12, 13, 15—18, 21].

Входящие в ее состав топливные баки представляют собой тонкостенные емкости, внутри которых размещены внутрибаковые устройства обеспечения сплошности жидких компонентов топлива, предназначенные для удержания свободных газовых включений в компонентах топлива на входе в питающие магистрали двигателя. В этом случае обеспечивается работа маршевых ЖРД ступени без кавитационных срывов насосов и без развития колебательных процессов в их системе питания [16].

В качестве устройств обеспечения сплошности в системе питания современных космических ступеней используются устройства различных конструктивно-компоновочных схем, работа которых основана на использовании капиллярного или инерционного эффектов [16—18]. Капиллярные средства обеспечения сплошности компонентов топлива обеспечивают разделение их жидкой и парогазовой фаз. Их функционирование основано на использовании сил поверхностного натяжения компонентов топлива.

Составные конструктивные элементы (сетчатый экран; сотовый капиллярный накопитель) типичной системы обеспечения сплошности в топливном баке космической ступени РН [15, 18] схематически показаны на рис. 1.

Основные проблемы, возникающие при проектировании системы питания космических

ступеней РН, связаны с обеспечением сплошности компонентов топлива в полете. Движение жидких компонентов топлива в баках космических ступеней РН на пассивных участках траектории полета (т. е. в условиях микрогравитации) существенно отличается от их движения в сильных гравитационных полях. При пассивном полете ступени на гидродинамические процессы оказывают существенное влияние силовые факторы, обусловленные работой двигателей системы управления ориентацией и стабилизации ступени, а также связанные с изменениями осевой перегрузки конструкции космической ступени при нарастании тяги маршевого двигателя вследствие его запуска-останова [10, 12, 16]. В результате при запуске маршевого ЖРД космической ступени РН могут возникнуть опасные динамические явления: нарушение сплошности компонентов топлива на входе в ЖРД; провалы уровней свободных поверхностей компонентов топлива в баках и проникание свободных газовых включений через фазоразделитель на вход в маршевый ЖРД; гидроудары и избыточные динамические нагрузки на конструкцию устройств обеспечения сплошности. Эти явления могут привести к срыву выполнения программы полета космической ступени РН.

Таким образом, при проектировании системы питания космических ступеней возникает необходимость численного решения задач по определению параметров указанных выше гидродинамических процессов с целью выбора рациональной конструкции системы питания (с точки зрения ее работоспособности) на различных полетных режимах. Необходимо отметить, что актуальность численного решения данных задач возрастает как следствие ограниченных возможностей экспериментальной отработки маршевого двигателя космической ступени, обусловленных сложностью воспроизведения условий микрогравитации при огневых стендовых испытаниях ЖРД.

Гидродинамические процессы, протекающие в системе питания маршевого двигателя, в той или иной степени исследовались в работах [8–10, 13, 21–24, 30] и др. Кроме того, для установления закономерностей квазистатического



Рис. 1. Схема топливного бака космической ступени ракеты-носителя

движения жидкого топлива в баках космической ступени в условиях микрогравитации проведены экспериментальные исследования с использованием «бросковых башен», результаты которых представлены, например, в работах [8, 26, 28–30].

Однако использование оригинальных компоновочных схем космических ступеней РН при наличии конструктивных особенностей их систем питания, а также необходимость проектной реализации многократного включения двигателей требует определения не только статических характеристик элементов системы питания ЖРД, но и оценок параметров исследуемых гидродинамических процессов в системе питания ЖРД — форм свободной поверхности компонентов топлива в баках в различные моменты времени полета, параметров формирующихся свободных газовых включений в жидком топливе, амплитуд и частот колебаний жидкого топлива в системе питания космической ступени, а также параметров переходных процессов в системе питания маршевого жидкостного ракетного двигателя при его многократных запусках-остановах.

К числу актуальных в настоящее время задач низкочастотной динамики систем питания маршевого двигателя космической ступени РН следует отнести:

1. Определение параметров колебаний свободной поверхности жидкого топлива в баке на активных (при работе маршевой ЖРД) и пас-

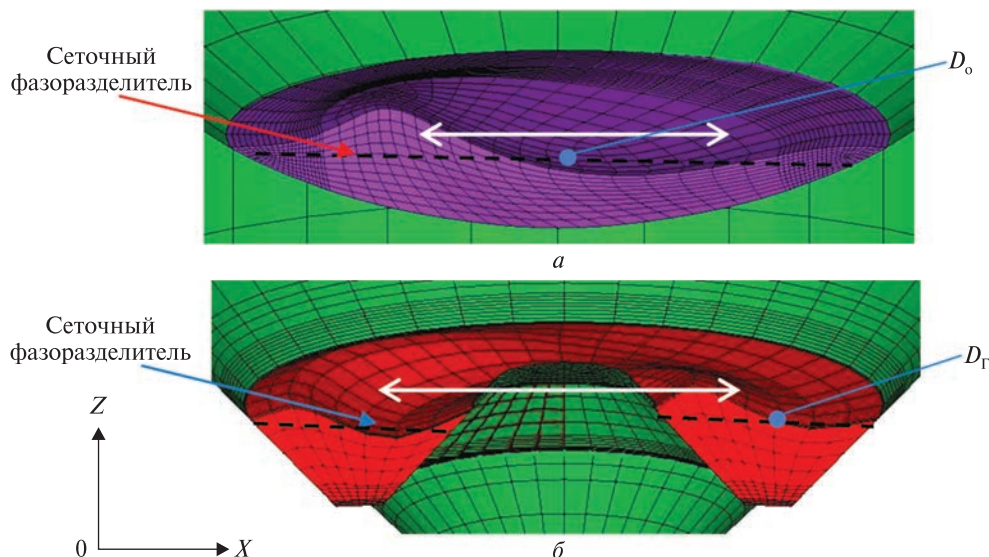


Рис. 2. Формы колебаний свободной поверхности жидкости: *а* — в баке окислителя космической ступени с частотой 0.142 Гц, *б* — в баке горючего космической ступени с частотой 0.22 Гц в продольном осевом сечении плоскостью XOZ , X , Y , Z — оси локальной системы координат, связанной с центром масс конструкции космической ступени, D_o и D_r — расчетные точки

сивных участках полета РН (при действии силовых факторов от исполнительных органов системы ориентации и стабилизации космической ступени).

2. Определение параметров движения жидкости в баке на пассивных участках полета РН (после останова маршевого двигателя ступени). Количественный анализ свободных газовых включений в компонентах топлива на входе в питающую магистраль маршевого ЖРД и их влияние на параметры запуска маршевого ЖРД.

3. Определение параметров динамических процессов в системе питания при запуске и останове маршевого ЖРД и оценка их влияния на эффективность функционирования внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива.

Целью работы является развитие подхода к оценке работоспособности системы питания жидкостных двигательных установок космических ступеней РН в условиях микрогравитации на участках активного и пассивного полета, а также при многократных запусках-остановах маршевых двигателей, в том числе в периоды с минимальными уровнями заполнения баков.

Ниже приведены постановки вышеуказанных задач и результаты их решения применительно к разным маршевым ЖРД космических ступеней РН и их системам питания.

1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ КОЛЕБАНИЙ СВОБОДНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЖИДКОГО ТОПЛИВА В БАКЕ НА АКТИВНЫХ И ПАССИВНЫХ УЧАСТКАХ ПОЛЕТА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Задача определения параметров колебаний свободной поверхности жидкого топлива в баке на активных (при работе маршевой ЖРД) и пассивных участках полета РН (при действии силовых факторов от исполнительных органов системы ориентации и стабилизации космической ступени перед повторными запусками маршевых ЖРД) подробно рассматривалась в работе [12].

Параметры собственных колебаний космической ступени с жидким топливом определялись средствами современных систем конечно-элементного анализа (САЕ-систем) [27] из решения линейной системы обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающей свободные

колебания космической ступени как консервативной системы, т. е. без учета диссипации энергии:

$$\mathbf{M} \frac{d^2}{dt^2}(\mathbf{U}) + \mathbf{K}\mathbf{U} = 0, \quad (1)$$

где $\mathbf{M}$ — матрица масс, t — текущее время, $\mathbf{U}$ — вектор перемещений, $\mathbf{K}$ — матрица жесткости.

Взаимодействие упругой конструкции баков с соответствующей жидкой средой на смоченной поверхности их оболочек, а также движение свободной поверхности жидкости в объеме соответствующего бака учитывается введением граничных условий, определяемых, в том числе, формой поверхности бака.

Параметры вынужденных пространственных колебаний космической ступени также определялись средствами САЕ-систем [27] путем решения системы уравнений, описывающей вынужденные гармонические колебания динамической системы «конструкция ступени с жидкостью в топливных баках — КА» с учетом сил сопротивления колебательному движению:

$$[\mathbf{M}] \frac{d^2}{dt^2}(\mathbf{U}) + [\mathbf{D}] \frac{d\mathbf{U}}{dt} + [\mathbf{K}]\mathbf{U} = \mathbf{F}, \quad (2)$$

где $\mathbf{D}$ — матрица коэффициентов демпфирования, $\mathbf{F}$ — вектор внешних сил, прикладываемых к конструкции ступени со стороны ЖРДУ.

При исследовании динамики космических ступеней наибольший практический интерес с точки зрения управления полетом ступени и обеспечения работоспособности внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива представляют величины обобщенных масс, характеризующих «степень участия» жидкости в колебательном движении ступени в доминирующем поперечном направлении.

На рис. 2 представлены расчетные формы колебаний свободной поверхности жидкости в баке окислителя и в баке горючего космической ступени [12].

Знание этих параметров позволяет выявить потенциально опасные режимы работы ЖРД, при которых, в частности, в результате вынужденных колебаний жидкого топлива в топливном баке ступени вследствие оголения сеточного фазоразделителя (на рис. 2 сеточный фазоразде-

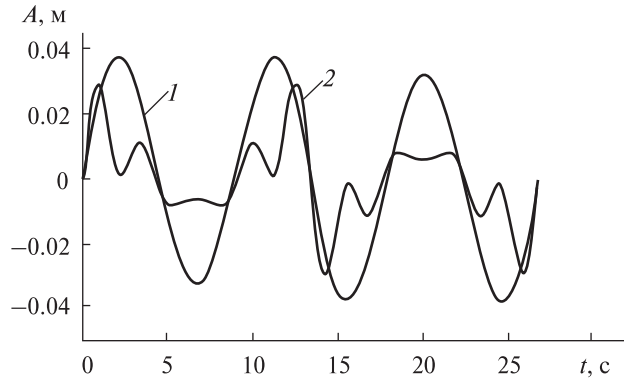


Рис. 3. Расчетные зависимости смещения свободной поверхности жидкости от ее невозмущенного состояния в контрольных точках D_0 и D_r (кривые 1, 2 соответственно) свободной поверхности компонента топлива от времени

литель обозначен штриховой линией) свободные газовые включения могут проникнуть на вход в маршевый ЖРД. В условиях запуска ЖРД при малом уровне жидкости в баке большое содержание свободных газовых включений может привести к срыву работоспособности некоторых систем ЖРД как следствие кавитационного срыва насоса.

На рис. 3 для системы питания маршевого двигателя космической ступени РН (схема которой представлена на рис. 2) приведены зависимости смещения свободной поверхности жидкости от ее невозмущенного состояния в расчетных точках D_0 и D_r (кривые 1, 2 соответственно) свободной поверхности компонента топлива от времени, построенные на основе численного решения системы уравнений (2) для расчетного уровня возмущений конструкции ступени от управляющих импульсов системы ориентации и стабилизации космической ступени, имеющих место на пассивных участках полета исследуемой космической ступени [12].

Результаты математического моделирования пространственных колебаний космической ступени служат для оценки величин «провалов» уровней свободных поверхностей жидкого топлива в баках ступени и определения запасов работоспособности Λ внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива на различных режимах работы маршевого двига-

теля космической ступени:

$$\Lambda = \frac{H_{CFR}^E}{H_{ст}^{\max}},$$

где $H_{ст}^{\max}$ — максимальная высота столба жидкости над сетчатым фазоразделителем (рассчитанная с учетом амплитуды колебаний поверхности компонентов топлива в топливном баке), $H_{CFR}^E = K_{пр} \cdot K_B \cdot H_{ст}^{уд}$ — динамическая удерживающая способность сетки фазоразделителя, характеризующая его ресурсы по подавлению кинетической энергии натекающего на нее компонента топлива со свободными газовыми включениями, $K_{пр}$ — коэффициент, учитывающий снижение динамической удерживающей способности, обусловленное движением компонента топлива вдоль сетчатого фазоразделителя вследствие полетных вибраций ступени, K_B — коэффициент, учитывающий влияние полетных вибраций, $H_{ст}^{уд}$ — статическая удерживающая способность сетчатого фазоразделителя, под которой понимается капиллярный перепад давлений в нем, соответствующий прорыву газовой фазы сквозь его ячейки.

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЖИДКОСТИ В БАКЕ НА ПАССИВНЫХ УЧАСТКАХ ПОЛЕТА РН (ПОСЛЕ ОСТАНОВА МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ СТУПЕНИ)

Данные экспериментальных исследований, в частности [5], движения жидкого топлива в баке космических ступеней РН на пассивных участках полета (после останова маршевого двигателя ступени) свидетельствуют о том, что жидкое топливо в силу инерции отрывается от нижнего днища бака и перемещается к его верхнему днищу. Данное динамическое явление может привести к оголению сетки фазоразделителя и заборного устройства бака, привести к потерям топлива в капиллярном накопителе топливного бака, что может существенно осложнить запуск двигателя на пассивном участке полета космической ступени.

В развиваемом подходе проводится определение параметров движения жидкости в баке на пассивных участках полета.

При моделировании гидродинамических процессов в топливных баках системы питания маршевого двигателя использован метод конечных элементов и метод объёма жидкости (VOF), позволяющий учитывать сложную топологию течений и конструктивные особенности топливных баков и гидравлических трактов. Выполнение VOF-анализа проведено средствами современных систем конечно-элементного анализа (CAE-систем) [27]. Для описания движения относительно стенок бака границы раздела между газом и жидкостью, использован CSF-метод (непрерывной поверхностной силы [27]). Принимая во внимание, что баки космической ступени, как правило, симметричны относительно продольной оси, в качестве их геометрических моделей рассмотрены плоские сечения баков, симметричные относительно продольной оси ступени, и соответственно осесимметричное истечение компонентов топлива из них [15].

Разработанная модель, описывающая нестационарное течение несжимаемой жидкости с деформируемой свободной поверхностью в топливном баке, включает уравнения неразрывности, момента количества движения и уравнения движения свободной поверхности жидкости. Эти уравнения записаны относительно функции C , которая характеризует долю жидкости в расчетном объеме конечного элемента в конечно-элементной модели бака с жидкостью.

В общем виде уравнения можно представить в следующем виде [25]:

уравнение неразрывности

$$\nabla V = 0; \quad (3)$$

уравнение количества движения жидкости

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \rho(V \cdot \nabla)V = -\nabla p + \mu \nabla^2 V + F_s + \rho a_z; \quad (4)$$

уравнение движения свободной поверхности жидкости

$$\frac{\partial C}{\partial t} + V \cdot \nabla C = 0, \quad (5)$$

где ∇ — оператор Гамильтона, V — скорость движения жидкости, p , ρ , μ , F_s — соответственно давление, плотность, вязкость и сила поверхностного натяжения жидкости, a_z — продольное ускорение космической ступени РН.

Функция C в уравнении (5) может принимать следующие значения: $C=0$ — при отсутствии жидкого заполнения в объеме конечного элемента, $C=1$ — при полном заполнении его объема жидкостью, $0 < C < 1$ — для промежуточных состояний.

В контексте VOF- и CSF-методов [27] сила поверхностного натяжения жидкости F_s определяется выражением

$$F_s = \sigma k \nabla C, \quad (6)$$

где k — средняя кривизна поверхности раздела сред «жидкость — газ» в расчетной точке, σ — коэффициент поверхностного натяжения, определяемый экспериментально для пары «жидкость — твердое тело».

Силы сопротивления движению и силы потери давления, неравномерно распределенные по объемам проточной части накопителей, сетчатого фазоразделителя, подсеточного пространства и заборных устройств в условиях сложной архитектуры внутрибакового пространства вносят определяющее влияние на формирующиеся поля скоростей и давлений жидкого топлива при его движении к заборному устройству бака в процессе запуска маршевого двигателя.

При математическом моделировании процесса опорожнения бака (см. систему уравнений (3)–(6)) для элементов «двумерная жидкость», применяемых для описания движения компонента топлива в накопителе через сетку фазоразделителя, в подсеточном пространстве бака и в проточной части заборного устройства использованы коэффициенты K локальных потерь давления, определяемые формулой

$$K = \frac{\Delta P}{\rho V^2 \Delta l},$$

где ΔP — потери давления жидкости в исследуемой области течения [8], V — установившаяся скорость движения жидкости, Δl — длина пути жидкости вдоль линии тока, на которой действует сила сопротивления движению жидкости.

Сила сопротивления движению жидкости в капиллярном накопителе рассчитывалась по формуле, полученной в работах [2, 11]:

$$F_{\text{форм}} = a_* \cdot 4 \sqrt{\frac{\rho \sigma^3}{a_z}} \cdot V \cdot \Pi,$$

где Π — периметр ячейки накопителя, a_* — эмпирический коэффициент [2].

Локальные потери давления на сетке сеточного фазоразделителя определялись коэффициентом ξ гидравлического сопротивления сетки, значение которого было получено экспериментально в работах [4, 19]:

$$\xi = \alpha + \beta / \text{Re},$$

где α , β — значения эмпирических коэффициентов, Re — число Рейнольдса.

В результате численных экспериментов [15] установлено, что ввиду неравномерного распределения локальных путевых потерь давления при движении жидкости на различных участках гидравлического тракта системы питания от свободной поверхности жидкости в баке до входа в топливную магистраль маршевого двигателя при определенных режимах запуска двигателя ступени в условиях микрогравитации может происходить прорыв некоторого объема газа наддува под заборные устройства баков и в топливные магистрали ЖРД.

2.1. Определение параметров движения жидкого топлива в топливном баке в условиях микрогравитации, реализуемых в «бросковой башне». Для верификации развитого подхода были использованы результаты экспериментального исследования движения жидкости в топливном баке — модели бака космической ступени «Centaur» — при его падении в специальной «бросковой башне», приведенные в работах [26, 28]. В качестве такого испытательного бака в эксперименте использовался цилиндрический бак из акрилового пластика (см. рис. 4), имею-

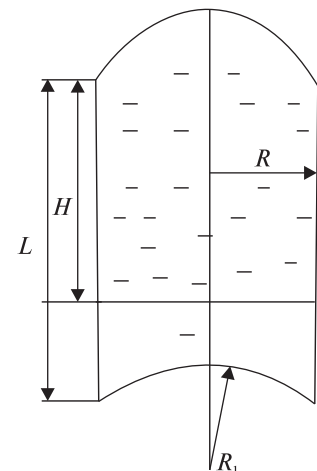


Рис. 4. Расчетная схема исследуемого вертикально расположенного цилиндрического бака: H — высота заливки жидкости ($H = 11.0$ см), L , R — длина и радиус цилиндрической оболочки бака ($L = 16.3$ см, $R = 5.5$ см, $R_1 = 5.8$ см) [26]

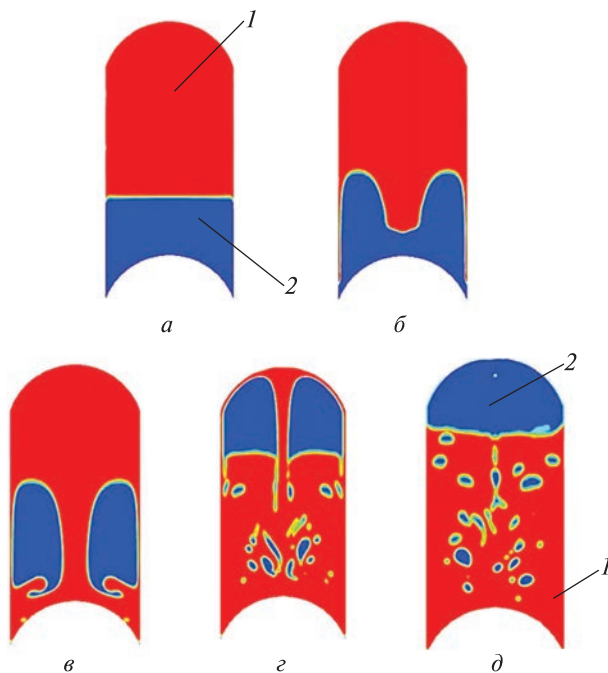


Рис. 5. Результаты численного моделирования границ сред «газ — жидкость» в баке (1 — жидкость, 2 — газ): а—д — события Т0—Т4 соответственно

щий сферическое верхнее днище и вогнутое вовнутрь сферическое нижнее днище. Внутрибаковые устройства для обеспечения сплошности в испытательные баки не устанавливались.

В качестве модельной жидкости применялась жидкость FC-78, имеющая коэффициент поверхностного натяжения $\sigma = 13.2$ мН/м, плотность $\rho = 1720$ кг/м³, вязкость $\mu = 8.2$ г/(м·с). Температура в баке полагалась постоянной и равной 20 °С.

Ускорение конструкции бака a_z в «бросковой башне» было направлено вдоль продольной оси бака — от верхнего днища к заборному устройству, находящемуся в нижней части бака, а его значение согласно экспериментальным данным составляло 0.31 м/с². Численное моделирование движения жидкости в баке с учетом деформации свободной поверхности жидкости выполнялось в САЕ-системе (ANSYS) с помощью средств FLOTTRAN CFD и ANSYS FLUENT [27]. Деформация стенок бака в расчетах не учитывалась. Рис. 5 и 6 иллюстрируют процесс движения жидкого топлива в исследуемом баке в условиях микрогравитации, создаваемых в «бросковой» башне.

Для выполнения анализа движения жидкого топлива в баке в условиях микрогравитации рассматривался ряд ключевых событий, характеризующих этот процесс: событие Т0 — в результате останова двигателя вся жидкость поднялась к верхнему днищу бака, событие Т1 — жидкость достигла нижнего днища бака, Т2 — начало формирования «гейзера», Т3 — «гейзер» достиг верхнего днища бака, Т4 — верхнее днище бака полностью очищено от жидкости.

На рис. 5 показаны расчетные границы сред «газ — жидкость» в баке для каждого из событий Т0, Т1, Т2, Т3, Т4, а на рис. 6 показаны фотографии из эксперимента в «бросковой» башне модели топливного бака космической ступени «Centaug», соответствующие событиям Т0, Т1, Т2, Т3, Т4. Видно, что результаты моделирования качественно (в частности, по формам раздела сред «газ — жидкость») согласуются с результатами эксперимента.

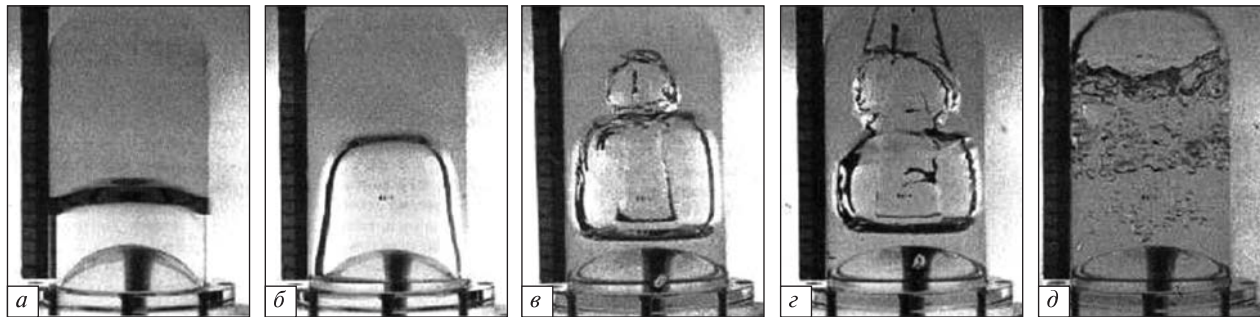


Рис. 6. Результаты эксперимента в бросковой башне модели топливного бака космической ступени «Centaug» [26]

Развитый подход позволяет также на основе математической модели (3)—(6) определить время осаждения жидкого топлива на нижнее днище бака — промежуток времени от момента, когда вся жидкость находилась у верхнего днища бака (рис. 6, *а*), до момента, когда жидкость, опускаясь к нижнему днищу бака, полностью покрывает заборное устройство бака (рис. 6, *в*). Согласно результатам численного моделирования начало формирования так называемого «гейзера» (см. рис. 5, *в* — результаты расчета, рис. 6, *в* — результаты эксперимента) соответствует моменту времени $t = 1.9$ с и характеризуется тем, что нижнее днище уже полностью покрыто жидкостью.

С помощью предложенного подхода можно определить суммарные объемы газовых включений в различных частях бака, в том числе в полости, прилегающей к входу в заборное устройство. В частности, результаты расчета в рассматриваемом случае показали, что в тот момент, когда верхнее днище бака полностью «освобождено» от жидкости (событие Т4, рис. 5, *д* — результаты расчета, рис. 6, *д* — результаты эксперимента), суммарный объем газовых пузырей в жидкости, расположенной в нижней части бака (т. е. от нижнего днища до уровня 8.9 см) составляет 0.0706 см^3 .

2.2. Определение параметров движения топлива в баках космической ступени жидкостной

РН с капиллярными накопителями и сетчатыми фазоразделителями. Проанализируем поведение объема свободного газа на входе в питающую магистраль маршевого ЖРД [7] и влияние свободных газовых включений в жидком топливе на параметры запуска маршевого ЖРД. Расчеты параметров движения топлива в баках космической ступени жидкостной РН с капиллярными накопителями и сетчатыми фазоразделителями, проведенные для малых уровней заполнения баков (т. е. применительно к условиям последнего пуска маршевого двигателя ступени), показали (рис. 7), что в процессе истечения жидкости из бака максимальная скорость опускания границы раздела газовой и жидкой сред достигается под капиллярными накопителями непосредственно над местами входа в заборное устройство, образуя «провалы» уровня жидкости. Из рис. 7 видно, что для исследуемого в работе [15] случая запуска маршевого ЖРД разрабатываемой космической ступени в условиях микрогравитации и малого уровня заполнения бака топливом в процессе истечения жидкости из бака максимальная скорость «опускания» границы раздела жидкой и газовой сред достигается под капиллярными накопителями — справа и слева от входа в заборное устройство с образованием «провалов» уровня жидкости поверхности раздела сред. При дальнейшем развитии процесса

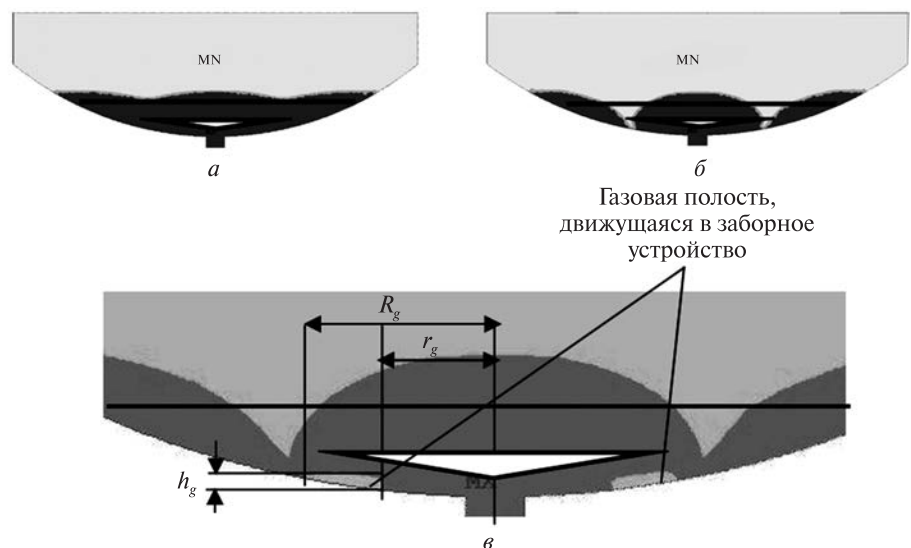


Рис. 7. Расчетные границы раздела фаз «жидкий компонент топлива — газ наддува» в процессе опорожнения бака окислителя космической ступени ракеты-носителя в случае запуска ЖРД при минимальном уровне заполнения бака окислителя в моменты времени: *а* — $t = 0.4$ с, *б* — $t = 0.87$ с, *в* — $t = 0.9$ с (отсчет от времени «срабатывания» отсечного клапана на входе в маршевый ЖРД)

на входном участке топливной магистрали может формироваться замкнутая газовая полость (рис. 7, в). На основе оценок геометрических размеров этой полости (R_g, r_g, h_g) можно определить параметры свободных газовых включений в питающей магистрали ЖРД: время «подхода» свободных газовых включений ко входу в двигатель и их объемный расход.

Полученные для различных режимов работы маршевых ЖРД космической ступени количественные оценки объемов свободных газовых включений в компонентах топлива на входе в ЖРД являются одними из основных величин, используемых для заключения о надежности запуска двигателя без кавитационных срывов насосов и других нежелательных динамических явлений [8, 14].

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ЗАПУСКЕ И ОСТАНОВЕ МАРШЕВОГО ЖРД И ОЦЕНКА ИХ ВЛИЯНИЯ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ УСТРОЙСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СПЛОШНОСТИ

Разработанный методический подход предполагает необходимость проведения численного математического моделирования переходных процессов (в том числе гидроудара) в питающих магистралях при остановках и запусках маршевого двигателя. В рассматриваемой постановке задачи он включает: математическое моделирование питающих магистралей как систем с распределенными параметрами; аппроксимацию частотных характеристик протяженных питающих магистралей конечными гидродинамическими элементами; численное математическое моделирование гидроудара в питающих магистралях при остановках и запусках двигателя [6, 7].

Математическое моделирование переходных процессов в питающих магистралях системы питания космической ступени при остановках и запусках маршевого двигателя проведено с учетом влияния следующих явлений и факторов: рассеяния энергии в жидкости; акустических явлений в магистралях, рассматриваемых как системы с распределенными параметрами; влияния податливости стенок магистрали и наличия сво-

бодных газовых включений на скорость звука в жидкости; специфических особенностей конфигурации питающей магистрали (разветвленности, наличия сосредоточенных элементов, специфических граничных условий на концах и т. п.); зависимости от времени площади проходного сечения отсечного клапана при остановке двигателя.

Математическое описание низкочастотной динамики жидкости на участках питающей магистрали основывается на уравнении одномерного изотермического неустановившегося движения жидкости и уравнении неразрывности [20]:

$$\begin{cases} \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{g \cdot F} \cdot \frac{\partial G}{\partial t} + \frac{k}{g \cdot F} \cdot G = 0, \\ \frac{\partial G}{\partial z} + \frac{g \cdot F}{c^2} \cdot \frac{\partial p}{\partial t} = 0, \end{cases} \quad (7)$$

где p , G — давление и весовой расход жидкости, t — время, z — координата оси трубопровода, F — площадь проходного сечения трубопровода, k — приведенный коэффициент линейного трения на единицу длины трубопровода, c — скорость звука в жидкости в трубопроводе, рассчитанная с учетом свободных газовых включений в компонентах топлива и упругости стенок трубопроводов.

Решение системы уравнений (7), описывающих динамику длинных питающих магистралей, проведено импедансным методом [14]. Результаты решения этой системы уравнений при математическом моделировании динамических процессов в магистралях при остановках и запусках двигателя использованы для построения математической модели с сосредоточенными параметрами в диапазоне частот от 0 до 50 Гц [6, 7, 21]. В данной модели использованы простейшие гидродинамические элементы, характеризующие их гидравлическое сопротивление a_i , инерционность J_i и сжимаемость C_i жидкости. При этом уравнения движения и неразрывности представлялись в виде [21]:

$$\begin{cases} \frac{dG_i}{dt} = (p_{i-1} - p_i + a_i G_i^2) / J_i, \\ \frac{dp_i}{dt} = (G_{i-1} - G_i) / C_i, \end{cases} \quad (8)$$

где p_{i-1} , p_i , G_{i-1} , G_i — давление и весовой расход жидкости на $(i-1)$ -м и i -м участках.

Тестирование представленного методического подхода к определению параметров переходных процессов в системе питания космической ступени при остановках и запусках ее маршевого двигателя было проведено с использованием результатов экспериментальных исследований процесса останова ее маршевого двигателя при испытаниях «на воде» для стендового варианта системы питания космической ступени.

При закрытии отсечного клапана в магистрали маршевого ЖРД при его останове может реализоваться гидроудар большой интенсивности. В частности, в исследуемой стендовой питающей магистрали маршевого двигателя экспериментальная величина давления жидкости вблизи отсечного клапана возросла до 19.8 кгс/см² (см. рис. 8, кривая 1). Результаты испытаний показали, что после первого интенсивного гидроудара в стендовой магистрали наблюдается быстро затухающий переходной процесс с формами колебаний жидкости, близкими к гармоническим, и с частотами колебаний, близкими к собственным. Наличие горизонтальных участков на кривой 1 после первого всплеска давления свидетельствует о «разрыве» столба жидкости в исследуемой магистрали маршевого двигателя.

На рис. 8 представлены также результаты расчетного определения параметров гидродинамических процессов в исследуемой системе питания космической ступени применительно к условиям стендовых экспериментальных исследований «на воде». Получено удовлетворительное согласование результатов этих расчетов (кривая 2) с экспериментальными данными (кривая 1) по амплитудам и частотам колебаний жидкости.

Таким образом, в результате численного моделирования процессов в системе питания маршевого двигателя космической ступени определены параметры «провалов» свободной поверхности жидкости и параметры движения свободных газовых включений в топливные магистрали двигателя, что позволяет выявить режимы полета, потенциально опасные для проникания свободных газовых включений через фазораздели-

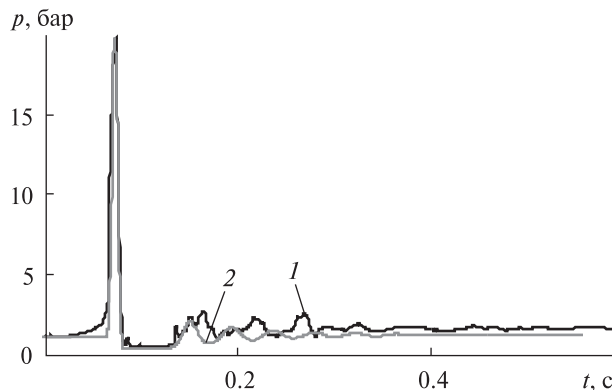


Рис. 8. Зависимость от времени давления перед отсечным клапаном в стендовой системе питания космической ступени после закрытия клапана применительно к условиям стендовых экспериментальных исследований «на воде»: 1 — экспериментальные данные [7], 2 — результаты расчета

тель на вход в маршевый ЖРД. Кроме того, полученные оценки «забросов» давления жидкости в различных элементах системы питания ЖРД (прежде всего в сечении крепления сеточных фазоразделителей) дают возможность судить о прочности их конструкций при максимальных гидравлических нагрузках.

ВЫВОДЫ

Развит методический подход к оценке работоспособности системы питания жидкостных двигательных установок космических ступеней РН на участках активного и пассивного полета, в том числе при многократных запусках-остановах их маршевых двигателей. Разработанный подход позволяет учитывать особенности конструкции топливных баков; определять формы колебаний жидкого топлива в баках, геометрические характеристики и параметры движения свободной поверхности жидкости; определять запасы работоспособности внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива при различных режимах функционирования двигательной установки, выявлять условия запуска маршевого двигателя, сопровождающиеся прониканием газа наддува в питающие магистрали маршевого ЖРД ступени; оценивать объемы свободных газовых включений, формирующих-

ся в питающих магистралях маршевого ЖРД; оценивать влияние свободных газовых включений на параметры запуска двигателя.

Использование разработанного научно-методического обеспечения для определения параметров гидродинамических процессов в системе питания маршевой ЖРД космической ступе-

ни позволяет формировать программы полета, обеспечивающие максимально полное использование бортовых запасов топлива, улучшить весовое совершенство ступени, сократить объем экспериментальной отработки систем питания космических ступеней РН и уменьшить затраты на ее проведение.

ЛИТЕРАТУРА

1. Беляев Е. Н., Черваков В. В. *Математическое моделирование ЖРД*. Москва: МАИ-ПРИНТ, 2009. 280 с.
2. Блоха И. Д., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф. Влияние продольных вибраций верхней ступени ракеты-носителя на работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевого двигателя. *Техническая механика*. 2005. № 2. С. 65—74.
3. Галиев Ш. У., Борисевич В. К., Потаненко А. Н., Плиско-Виноградский А. Ф. Методика расчета нагрузки султана жидкости на крышку бака. *Проблемы прочности*. 1984. № 5. С. 47—52.
4. Давыдов С. А. Расчёт коэффициента проникновения затопленной струи жидкости через тканую металлическую сетку. *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр.* 2004. Вип. V. С. 13—21.
5. Данные видеосъемки в баке окислителя II ступени РН Falcon после выключения маршевого двигателя. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=PPnCKK1isMI> (дата звернення 10.10.2019).
6. Долгополов С. И. Математическое моделирование динамики жидкости в протяженных трубопроводах с помощью гидродинамических элементов. *Техническая механика*. 2006. № 2. С. 114—120.
7. Долгополов С. И., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Смоленский Д. Э. Определение параметров гидродинамических процессов в системе питания космической ступени при остановках и запусках маршевого двигателя. *Техническая механика*. 2015. № 2. С. 79—92.
8. Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьев Е. В. *Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок*. Москва: Машиностроение, 1988. 352 с.
9. Лебединский Е. В., Калмыков Г. П., Мосолов С. В., Коротеев А. С. *Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование*. Москва: Машиностроение, 2008. 511 с.
10. Микишев Г. Н., Рабинович Б. И. *Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость*. Москва: Машиностроение, 1971. 564 с.
11. Микишев Г. Н., Чурилов Г. А. Влияние поверхностного натяжения и угла смачивания на колебания жидкости в сосудах. *Динамика КА и исследование космического пространства*. Москва: Машиностроение, 1986. С. 164—175.
12. Николаев А. Д., Башлий И. Д. Определение параметров колебаний топлива в баках космических ступеней ракет-носителей перед повторными запусками маршевого двигателя при малых уровнях заполнения. *Техническая механика*. 2013. № 3. С. 10—20.
13. Перфильев Л. А., Подобедов Г. Г., Соколов Б. А. Исследование вопросов гидромеханики в условиях невесомости на борту орбитальной станции «Мир». *Изв. РАН: Энергетика*. 2003. № 4. С. 44—50.
14. Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Натанзон М. С. *Кавитационные колебания и динамика гидросистем*. Москва: Машиностроение, 1977. 352 с.
15. Пилипенко О. В., Дегтярев А. В., Башлий И. Д., Заволока А. Н., Кашанов А. Э., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф. Определение параметров газожидкостных структур, формирующихся в компонентах топлива при запуске маршевого двигателя космической ступени с малыми уровнями заполнения баков. *Техническая механика*. 2014. № 4. С. 3—13.
16. Пилипенко О. В., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф. и др. Работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевой двигательной установки космических ступеней ракет-носителей. *Аэрогазодинамика: проблемы и перспективы: сб. науч. тр.* 2006. Вып. 2. С. 88—100.
17. Сердюк В. *Проектирование средств выведения космических аппаратов*. Москва: Машиностроение, 2009. 504 с.
18. Системы пассивного управления положением топлива в баках. URL: <http://www.pmdtechnology.com/PMD%20Types.html> (дата звернення 10.10.2019).
19. Сичевой А. В., Давыдов С. А., Горелова К. В. Коэффициент динамического нагружения сетчатых средств обеспечения сплошности топлива. *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр.* 2010. Вип. 10. С. 106—113.
20. Чарный И. А. *Неустановившееся движение реальной жидкости в трубах*. Москва: Недра, 1975. 296 с.

21. Шевяков А. А., Калнин В. М., Науменкова Н. В., Дятлов В. Г. *Теория автоматического управления ракетными двигателями*. Москва: Машиностроение, 1978. 288 с.
22. Behruzi Ph., Michaelis M., Khimeche G. Behavior of the Cryogenic Propellant Tanks during the First Flight of the Ariane 5 ESC-A Upper Stage. 42nd *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, California, *AIAA* 2006-5052. 9—12 July 2006. 10 p.
23. Di Matteo Fr., De Rosa M., Onofri M. Start-Up Transient Simulation of a Liquid Rocket Engine. *AIAA* 2011-6032 47th *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (31 July — 03 August 2011), San Diego, California (15 p.). URL: www.enu.kz/repository/2011/AIAA-2011-6032.pdf (дата звернення 10.10.2019).
24. Ducret E., Le Moullec L., Spencer B., Balaam P. Propellant management device studies, computational methods and neutral buoyancy tests. *AIAA* 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. 1992. P. 92—3611.
25. Hirt C. W., Nichols B. D. Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries. *J. Computational Physics*. 1981. No. 39 (1). P. 201—225.
26. *Investigation of Propellant Sloshing and Zero Gravity Equilibrium for the Orion Service Module Propellant Tanks*. Microgravity University. Systems Engineering Educational Discovery. Kenosha, 2009. 22 p.
27. Kohnke P. *Ansys, Inc. Theory Manual* 001369, Twelfth Edition. Canonsburg: SAS IP, Inc., 2001. 1266 p
28. Salzman J. A., Masica W. J., Lacovic R. F. Low-gravity reorientation in a scale-model Centaur liquid-hydrogen tank (NASA TN D-7168, 1973). URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19730007525> (дата звернення 10.10.2019).
29. The Bremen Drop Tower. URL: <https://www.zarm.uni-bremen.de/en/drop-tower/team.html> (дата звернення 10.10.2019).
30. Zhang-Guo LI, Qiu-Sheng LIU, Rong LIU, Wei HU, Xin-Yu DENG. Influence of Rayleigh—Taylor Instability on Liquid Propellant Reorientation in a Low-Gravity Environment. *Chinese Physical Society and IOP Publishing Ltd*. 2009. **26**, No. 11. P. 114701-1—114701-4.

Стаття надійшла до редакції 10.10.2019

REFERENCES

1. Belyaev E. N., Chervakov V. V. (2009). *Mathematical modeling LRE*. Moscow: MAI-PRINT [in Russian].
2. Bloha I. D., Zavoloka A. N., Nikolayev A. D., Sviridenko N. F. (2005). Influence of the launch vehicle upper stage longitudinal vibrations on the operability of continuity fuel components providing in-tank devices in the main engine feeding system. *Technical Mechanics*, No. 2, 65—74 [in Russian].
3. Galiev Sh. U., Borisevich V. K., Potanenko A. N., Plisko-Vinogradskiy A. F. (1984). Methodology for calculating the liquid sultan load on the tank bottom. *Strength problems*, No. 5, 47—52 [in Russian].
4. Davyidov S. A. (2004). Calculation of the permeability coefficient of a immersed liquid stream through a woven metal mesh. *System design and analysis of the characteristics of aerospace technology: Compilation sciences works*, No. V, 13—21 [in Russian].
5. Video in the LV Falcon II stage oxidizer tank after main engine shutdown. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=PPnCKK1isMI> (Last accessed 10.10.2019).
6. Dolgoplov S. I. (2006). Mathematical modeling of fluid dynamics in extended feedlines using hydrodynamic elements. *Technical Mechanics*, No. 2, 114—120. [in Russian].
7. Dolgoplov S. I., Zavoloka A. N., Nikolayev A. D., Sviridenko N. F., Smolenskiy D. E. (2015). Calculating of the hydrodynamic processes parameters in the space stage feeding system during main engine shutdown and startup. *Technical Mechanics*, No. 2, 79—92. [in Russian].
8. Kozlov A. A., Novikov V. N., Solovov E. V. (1988). *Feeding and control systems for liquid rocket propulsion systems*. Moscow: Engineering [in Russian].
9. Lebedinskiy E. V., Kalmyikov G. P., Mosolov S. V., Koroteev A. S. (2008). *Working processes in a liquid rocket engine and their modeling*. Moscow: Engineering [in Russian].
10. Mikishev G. N., Rabinovich B. I. (1971). *Dynamics of thin-walled structures with compartments containing liquid*. Moscow: Engineering [in Russian].
11. Mikishev G. N., Churilov G. A. (1986). *Surface tension and wetting angle effect on fluid oscillations in vessels. Spacecraft dynamics and space exploration*. Moscow: Engineering [in Russian].
12. Nikolayev A. D., Bashliy I. D. (2013). Calculating of fuel oscillation parameters in launch vehicles space stages tanks before main engine multiple startup at low filling levels. *Technical Mechanics*, No. 3, 10—20 [in Russian].
13. Perfilev L. A., Podobedov G. G., Sokolov B. A. (2003). The study of hydromechanics in zero gravity on board the Mir orbital station. *News RAN: Energy*, No. 4, 44—50 [in Russian].
14. Pilipenko V. V., Zadontsev V. A., Natanzon M. S. (1977). *Cavitation vibrations and hydraulic systems dynamics*. Moscow: Engineering [in Russian].
15. Pilipenko O. V., Degtyarev A. V., Bashliy I. D., Zavoloka A. N., Kashanov A. E., Nikolayev A. D., Sviridenko N. F. (2014). Calculation of the gas-liquid structures parameters forming in the fuel components at space stage main engine startup with low tank filling levels. *Technical Mechanics*, No. 4, 3—13 [in Russian].

16. Pilipenko O. V., Zvoloka A. N., Nikolaev A. D., Sviridenko N. F., et al. (2006). The internal tank devices operability for providing the fuel components continuity in the feeding system of launch vehicles space stages main propulsion system. *Aerogas dynamics: problems and prospects: collection scientific papers*, No. 2, 88—100 [in Russian].
17. Serdyuk V. (2009). *Launch vehicles spacecraft design*. Moscow: Engineering [in Russian].
18. A passive Propellant Management Device (PMD). PMD Technology. URL: <http://www.pmdtechnology.com/PMD Types.html> (Last accessed 10.10.2019).
19. Sichevoy A. V., Davydov S. A., Gorelova K. V. (2010). The dynamic loading coefficient of mesh devices providing fuel continuity. *System design and characteristics analysis of the aerospace technology: collection scientific papers*, No. X, 106—113 [in Russian].
20. Charnyy I. A. (1975). *Unsteady flow of real fluid in pipes*. Moscow: Nedra [in Russian].
21. Shevyakov A. A., Kalnin V. M., Naumenkova N. V., Dyatlov V. G. (1978). *The theory of rocket engines automatic control*. Moscow: Engineering [in Russian].
22. Behruzi Ph., Michaelis M., Khimeche G. (2006). Behavior of the Cryogenic Propellant Tanks during the First Flight of the Ariane 5 ESC-A Upper Stage. 42nd *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, California, *AIAA* 2006-5052. 9—12 July 2006, 10 p.
23. Di Matteo Fr., De Rosa M., Onofri M. (2011). Start-Up Transient Simulation of a Liquid Rocket Engine. *AIAA* 2011-6032 47th *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (31 July — 03 August 2011), San Diego, California (15 p.). URL: www.enu.kz/repository/2011/AIAA-2011-6032.pdf (Last accessed 10.10.2019).
24. Ducret E., Le Moullec L., Spencer B., Balaam P. (1992). Propellant management device studies, computational methods and neutral buoyancy tests. *AIAA* 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. P. 92—3611.
25. Hirt C. W., Nichols B. D. (1981). Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries. *J. Computational Physics*, No. 39 (1), 201—225.
26. Investigation of Propellant Sloshing and Zero Gravity Equilibrium for the Orion Service Module Propellant Tanks (2009). Microgravity University. Systems Engineering Educational Discovery. Kenosha, 22 p.
27. Kohnke P. (2001). *Ansys, Inc. Theory Manual* 001369, Twelfth Edition. Canonsburg: SAS IP, Inc., 1266 p.
28. Salzman J. A., Masica W. J., Lacovic R. F. (1973). Low-gravity reorientation in a scale-model Centaur liquid-hydrogen tank (NASA TN D-7168, 1973). URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19730007525> (Last accessed 10.10.2019).
29. The Bremen Drop Tower. URL: <https://www.zarm.uni-bremen.de/en/drop-tower/team.html> (Last accessed 10.10.2019).
30. Zhang-Guo LI, Qiu-Sheng LIU, Rong LIU, Wei HU, Xin-Yu DENG. (2009). Influence of Rayleigh—Taylor Instability on Liquid Propellant Reorientation in a Low-Gravity Environment. *Chinese Physical Society and IOP Publishing Ltd*, **26**, No. 11, 114701-1—114701-4.

Received 10.10.2019

О. В. Пилипенко

член-кор. НАН України, д-р техн. наук, проф.,

orcid.org/0000-0002-7583-4072,

E-mail: OPylypenko@nas.gov.ua

О. Д. Николаев

канд. техн. наук, старший наук. співроб.,

orcid.org/0000-0003-0163-0891

І. Д. Башилий

канд. техн. наук, старший наук. співроб.,

orcid.org/0000-0003-0594-9461

С. І. Долгополов

канд. техн. наук, старший наук. співроб.,

orcid.org/0000-0001-6346-3203

Інститут технічної механіки НАН України і ДКА України,

вул. Лешко-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ У СИСТЕМІ ЖИВЛЕННЯ МАРШОВОГО ДВИГУНА КОСМІЧНИХ СТУПЕНІВ РАКЕТ-НОСІЇВ НА АКТИВНИХ ТА ПАСИВНИХ ДІЛЯНКАХ ТРАЄКТОРІЇ ПОЛЬОТУ

Розвинуто підхід до оцінки працездатності системи живлення рідинних двигунних установок космічних ступенів ракет-носіїв в умовах мікрогравітації на ділянках активного та пасивного польоту, а також при багаторазових запусках-зупинках маршових двигунів, зокрема у періоди з мінімальними рівнями заповнення баків. Розвинутий підхід базується на методі скінченних елементів, на методі об'єму рідини, 3D-технологіях комп'ютерного аналізу (CAE-систем)

і на імпедансному методі. В рамках розвинутого підходу на основі математичного моделювання динамічних процесів у системі живлення маршового рідинного ракетного двигуна для активної та пасивної ділянки польоту космічного ступеня визначаються параметри руху і форми вільної поверхні компонентів палива у баку, параметри вільних газових включень, що формуються, ефективність внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива при «штатному» функціонуванні двигунної установки космічного ступеня, параметри перехідних процесів у системі живлення маршового рідинного ракетного двигуна при його запуску-зупинці, розрахункові амплітуди і частоти коливань системи живлення космічного ступеня.

Отримані в результаті моделювання значення параметрів руху рідини і границі розділу середовищ «газ — рідина» узгоджуються з експериментальними даними, отриманими в умовах руху експериментального зразка паливного бака космічного ступеня «Centauro» в «кидальній вежі». Показано, що параметри перехідних процесів в системі живлення маршового рідинного ракетного двигуна космічного ступеня задовільно узгоджуються з експериментальними даними «холодних» тестових випробувань системи живлення рідинного ракетного двигуна на воді.

Використання розвинутого підходу дозволить скоротити обсяг експериментального відпрацювання нових і модернізованих космічних ступенів ракет-носіїв.

Ключові слова: маршовий рідинний ракетний двигун, багаторазовий запуск, система живлення, пристрій забезпечення суцільності, мікрогравітація.

O. V. Pylypenko

Corresponding member of NASU, Dr. Sci. in Tech., Professor,

orcid.org/0000-0002-7583-4072,

E-mail: OPylypenko@nas.gov.ua

A. D. Nikolaev

Cand. Sci. in Tech., Senior researcher,

orcid.org/0000-0003-0163-0891

I. D. Bashliy

Cand. Sci. in Tech., Senior researcher,

orcid.org/0000-0003-0594-9461

S. I. Dolgoplov

Cand. Sci. in Tech., Senior researcher,

orcid.org/0000-0001-6346-3203

Institute of technical mechanics of NASU and SSAU,

15, Leshko-Popel Str., Dnipro, Ukraine, 49005

MATHEMATICAL MODELING OF DYNAMIC PROCESSES IN FEEDING SYSTEM OF SPACE STAGE MAIN ENGINE OF LAUNCH VEHICLE AT ACTIVE AND PASSIVE FLIGHT

An approach is developed for operability diagnostic of liquid propulsion feeding system of launch vehicle space stages in microgravity conditions in active and passive flight, including multiple start-ups of main engines with minimal levels of tank filling. The approach is based on the method of finite elements, liquid volume method (VOF), technologies of 3D-computer analysis (CAE-systems), and impedance method. As a part of the proposed approach based on mathematical modeling of dynamic processes in the stage propulsion feeding system in microgravity conditions, the slosh motion parameters of the «gas — liquid» interface in propellant tanks are determined together with the free gas bubbles' parameters. At the same time, the effectiveness of the propellant management device is evaluated during stage propulsion system operation. Along the way, the parameters of transient processes in the propulsion feeding system of main engines are calculated during its multiple start-ups and shutdowns, and amplitudes and frequencies of propulsion feeding system are determined.

The computed fluid motion parameters and the liquid propellant-free surface shapes showed a good agreement with data obtained in test studies of the motion of the experimental model of the «Centauro» upper stage propellant tank in a «drop tower». The transient process parameters of the space stage feed system showed satisfactory agreement with experimental data obtained in water testing.

The developed approach will reduce the amount of testing of developed and upgraded launch vehicle space stages.

Keywords: main engine, multiple engine start-ups, feeding system, propellant management device (PMD), microgravity.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.01.018>
УДК 629.78

В. М. ДУРАЧЕНКО, нач. отд.

E-mail: info@yuzhnoye.com

А. В. ШПАК, исп. обяз. нач. компл.

С. А. КОЛЕСНИЧЕНКО, нач. отд.

Л. И. АГЕЕВА, нач. сект.

А. С. ДОЛИНКЕВИЧ, нач. группы

К. А. УНЧУР, инж.-констр.

ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»,
ул. Криворожская 3, Днепро, Украина, 49008

ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ В ПРОЦЕССЕ РАЗРАБОТКИ ЖИДКОСТНОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ ДЛЯ ЖИДКОСТНОЙ РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ 3-й СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ЦИКЛОН-4»

Рассмотрены вопросы разработки жидкостного реактивного двигателя малой тяги, входящему в состав жидкостной реактивной системы 3-й ступени ракеты-носителя «Циклон-4». Особенностью разрабатываемого двигателя является работоспособность при низких давлениях в камере, устойчивость работы во время гидроударов и провалов давления на входе в жидкостный реактивный двигатель малой тяги при запуске и останове маршевого двигателя, а также наличие в компонентах топлива газа насыщения и наддува баков. Изложены основные проблемы, возникшие при проектировании и экспериментальной отработке данного двигателя. Приведены результаты наземной экспериментальной отработки.

Ключевые слова: жидкостной реактивный двигатель, жидкостная реактивная система, огневые испытания, маршевый двигатель, тяга.

ВВЕДЕНИЕ

Жидкостные реактивные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) в настоящее время являются одним из основных исполнительных органов как в системе управления движением космических летательных аппаратов, так и в двигательных установках верхних ступеней различных ракет-носителей (РН). Они служат для ориентации, стабилизации и коррекции орбиты летательного аппарата в пространстве [2, 7].

Представленный ниже ЖРДМТ работает на самовоспламеняющихся высококипящих компонентах рабочего тела (КРТ): окислителе — тетраоксиде азота и горючем — несимметричном диметилгидразине.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

С целью повышения энергетических характеристик РН «Циклон-4» была изменена традиционная пневмогидравлическая схема жидкостной

Цитування: Дураченко В. М., Шпак А. В., Колесниченко С. А., Агеева Л. И., Долинкевич А. С., Унчур К. А. Проблемы и пути их решения в процессе разработки жидкостного реактивного двигателя малой тяги для жидкостной реактивной системы 3-й ступени ракеты-носителя «Циклон-4». *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 1 (122). С. 18—29. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.018>

реактивной системы (ЖРС) 3-й ступени путем отказа от автономной вытеснительной системы подачи и перехода на подачу компонентов топлива на входы в ЖРДМТ из входных магистралей маршевого двигателя (МД), что позволило значительно упростить конструкцию, состав, уменьшить массу ЖРС и тем самым повысить надежность.

Однако это вызвало необходимость разработки нового ЖРДМТ тягой 30 Н с давлениями компонентов топлива на входе, соответствующими давлениям наддува баков МД.

В процессе проектирования разрабатываемого Государственным предприятием «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» нового двигателя возникли следующие проблемные вопросы:

- обеспечение устойчивости работы двигателя при низком давлении в камере сгорания — 0.1 МПа (табл. 1);
- обеспечение качества смешения компонентов топлива при малых перепадах давления на форсунках, и как следствие:
- проблема истечения компонентов топлива через форсунку на границе перехода с закритического истечения на докритическое,
- проблема неполного смешения и сгорания компонентов топлива в камере сгорания;
- обеспечение устойчивости работы двигателя во время гидроударов и провалов давления на входе в ЖРДМТ при запуске и останове МД (табл. 2);
- обеспечение наличия в компонентах топлива газа насыщения и наддува баков — гелия и азота.

Основным методом решения поставленных задач являлась всесторонняя экспериментальная проверка и доводка параметров опытных образцов ЖРДМТ на наземном стендовом оборудовании до требований технического задания на разработку данного двигателя.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

В процессе проектирования был проведен термодинамический расчет процессов в камере сгорания ЖРДМТ с целью получения исходных данных для определения требуемых расходов компонентов топлива, размеров камеры сгора-

Таблица 1. Диапазон давлений компонентов рабочего тела на входе в жидкостные реактивные двигатели малой тяги

Участок полета 3-й ступени ракеты-носителя «Циклон-4»	Абсолютное давление, МПа	
	окислитель	горючее
Работа маршевого двигателя	0.43...0.58	0.17...0.29
Пауза между включениями маршевого двигателя	0.48...0.61	0.21...0.3
Увод ступени с помощью жидкостной реактивной системы	0.48...0.67	0.21...0.31

Таблица 2. Значения и длительности изменений абсолютного давления на входе в жидкостные реактивные двигатели малой тяги при гидроударах и провалах давления в моменты запуска и останова маршевого двигателя

Параметр	Окислитель	Горючее
<i>Момент запуска маршевого двигателя</i>		
Провал давления, не более, МПа	0.25	0.13
Момент появления провала давления, с	0.05	0.058
Длительность провала давления, не более, с	0.15	0.15
Величина первого гидроудара, не более, МПа	2.02	1.15
Момент появления первого гидроудара, не более, с	0.228	0.223
Длительность первого гидроудара, не более, с	0.14	0.08
Величина второго гидроудара, не более, МПа	1.55	1.11
Момент появления второго гидроудара, с	2.345	2.329
Длительность второго гидроудара, не более, с	0.096	0.08
<i>Момент останова маршевого двигателя</i>		
Величина гидроудара, не более, МПа	2.17	2.25
Момент появления гидроудара, с	0.156	0.164
Длительность гидроудара, не более, с	0.063	0.02

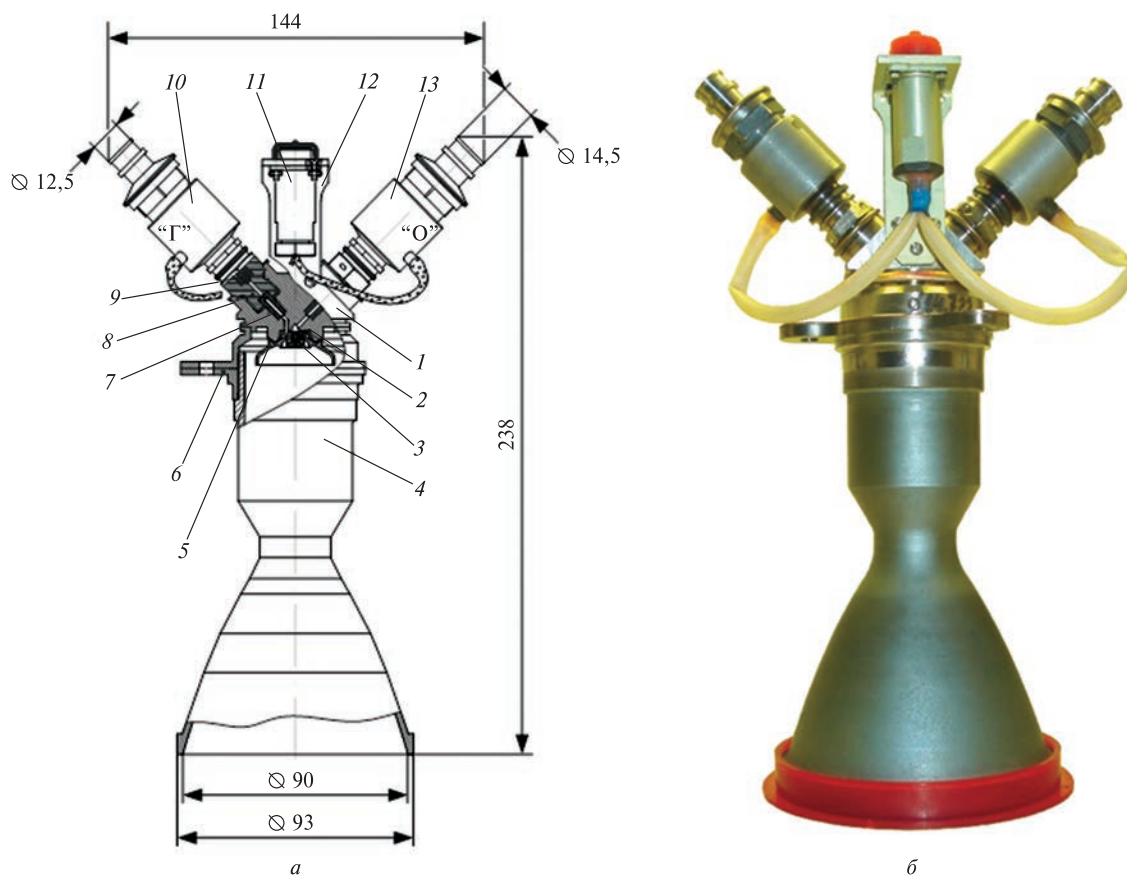


Рис. 1. Конструктивная схема (а) и общий вид (б) разработанного жидкостного реактивного двигателя малой тяги: 1 — головка, 2 — форсунка «Г», 3 — форсунка «О», 4 — камера сгорания, 5 — отражатель, 6 — переходник, 7 — жиклер, 8 — штуцер, 9 — клапан, 10 — электрогидроклапан «Г», 11 — электрический разъем, 12 — кронштейн, 13 — электрогидроклапан «О»

ния и газодинамический расчет для построения профиля сверхзвуковой части сопла. Термодинамический расчет проводился с помощью комплекса программ CONSOP расчета равновесных течений газа в сверхзвуковых соплах. Программа, составленная на основе уравнений стационарного течения газа в сопле, позволяет определить геометрические и газодинамические параметры сверхзвуковой части сопла [1, 3].

Первоначальный термогазодинамический расчет ЖРДМТ проводился для давления продуктов сгорания компонентов топлива в камере сгорания 0.1 МПа (абс) при соотношении компонентов топлива в камере сгорания $K = 1.85$ для газодинамической степени расширения сопла $p_{кр}/p_a \approx 800$.

Дозвуковая часть, которая представляет собой сужающуюся часть камеры сгорания, заканчивающуюся критическим сечением, и сверхзвуковое сопло спроектированы на основании данных термогазодинамического расчета с учетом результатов разработки аналогичных двигателей [6].

В связи с требованиями к габаритам при проектировании возникла необходимость уменьшения сверхзвуковой части сопла, что повлияло на энергетические характеристики ЖРДМТ. Расчеты проводились по методикам [1–9].

Спроектированный в Государственном предприятии «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» двигатель был изготовлен в ГП «ЮМЗ». На рис. 1 представлена конструктивная

схема и общий вид разрабатываемого ЖРДМТ с укороченным соплом. Значения основных параметров ЖРДМТ представлены в табл. 3.

С целью экспериментального подтверждения заложенных конструкторских решений был проведен полный цикл наземной экспериментальной отработки (НЭО) двигателя (рис. 2), которая состояла из трех этапов: конструкторских, доводочных и завершающих доводочных испытаний. В процессе отработки проводились проверки на устойчивость к воздействиям меха-

нических, климатических нагрузок, наработка сухого ресурса, электрические, пневматические и гидравлические испытания, а также огневые испытания (ОИ) с наработкой огневого ресурса.

Огневые испытания двигателя проводились на специализированном стенде в испытательном подразделении ГП «КБ «Южное». Гидравлическая схема стенда представлена на рис. 3.

В процессе проведения огневых испытаний регистрировались следующие параметры:

- тяга двигателя;

Таблица 3. Значения основных параметров жидкостного реактивного двигателя малой тяги

Параметр	Значение
Компоненты топлива: окислитель горючее	Азотный тетраоксид несимметричный диметилгидразин
Номинальная тяга, Н	30
Номинальный удельный импульс тяги в непрерывном режиме, м/с	2000
Разброс импульса, м/с	± 80
Давление в камере, МПа	0.1
Номинальное давление компонентов топлива на входе, МПа	«О» — 0.53, «Г» — 0.25
Номинальное значение соотношения компонентов топлива	1.85
Суммарный массовый расход компонентов топлива, кг/с	0.015
Массовый расход окислителя, кг/с	0.00974
Массовый расход горючего, кг/с	0.00526 (0.003976 на ядро, 0.001284 на завесу)
Диаметр сопел форсунок окислителя (4 шт.), мм	0.343
Диаметр сопел форсунок горючего в ядре (4 шт.), мм	0.356
Диаметр сопел форсунок горючего в завесе (4 шт.), мм	0.2
Температура продуктов сгорания в камере сгорания, К	2787.2
Давление продуктов сгорания в критическом сечении, МПа	0.0573
Температура продуктов сгорания в критическом сечении, К	2618.3
Скорость продуктов сгорания в критическом сечении, м/с	1111.3
Давление продуктов сгорания на срезе сверхзвукового сопла, Па	125
Температура продуктов сгорания на срезе сверхзвукового сопла, К	859.1
Скорость потока продуктов сгорания на срезе сверхзвукового сопла, м/с	3051.4
Показатель адиабаты (средний по камере и соплу)	1.22
Число Маха на срезе сверхзвукового сопла	4.289
Диаметр критического сечения, мм	14.7
Диаметр камеры сгорания, мм	40
Длина камеры сгорания,	60
Материал камеры сгорания	Сплав ниобия с покрытием MoSi_2
Номинальное напряжение питания, В	28
Масса, кг	1.16

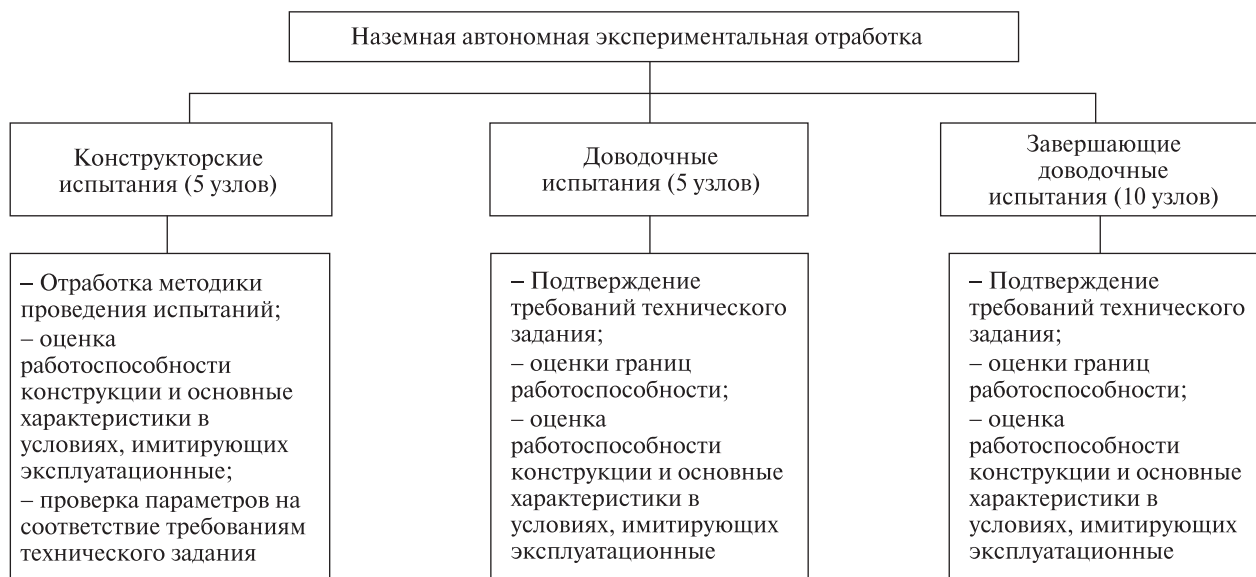


Рис. 2. Цикл автономной наземной экспериментальной отработки жидкостного реактивного двигателя малой тяги

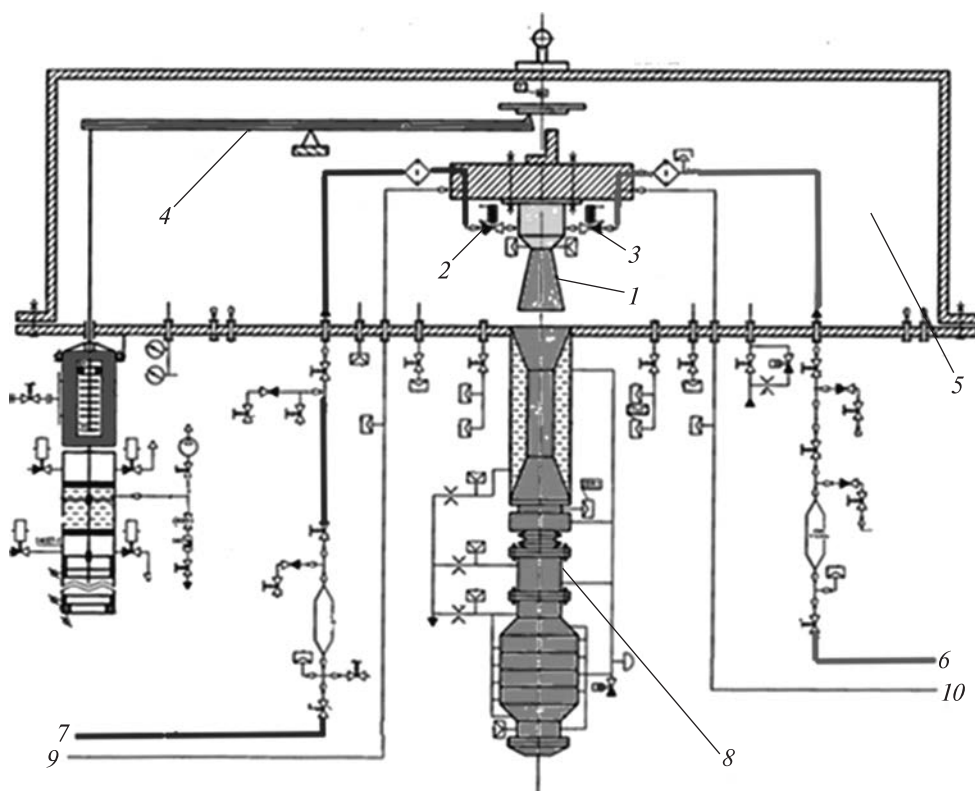


Рис. 3. Центральный фрагмент гидравлической схемы стенда для огневых испытаний жидкостного реактивного двигателя малой тяги: 1 — образец испытываемого ЖРДМТ, 2, 3 — электрогидроклапаны «О» и «Г», 4 — весы, 5 — вакуумкамера, 6, 7 — магистрали подачи горючего и окислителя, 9, 10 — магистрали слива компонентов топлива

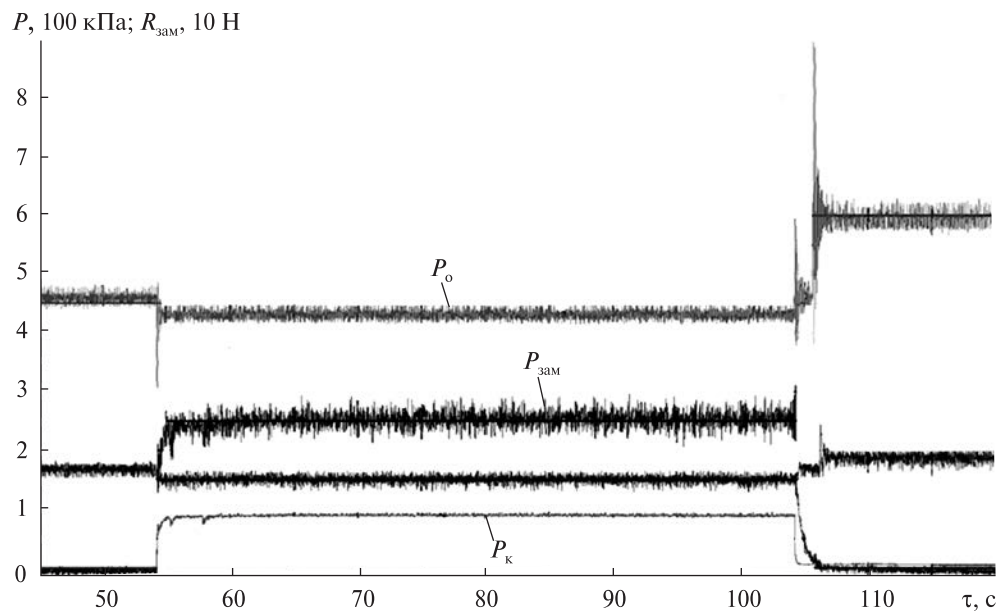


Рис. 4. Характерные значения тяги, давления в камере и давления компонентов рабочего тела на входе в жидкостный реактивный двигатель малой тяги

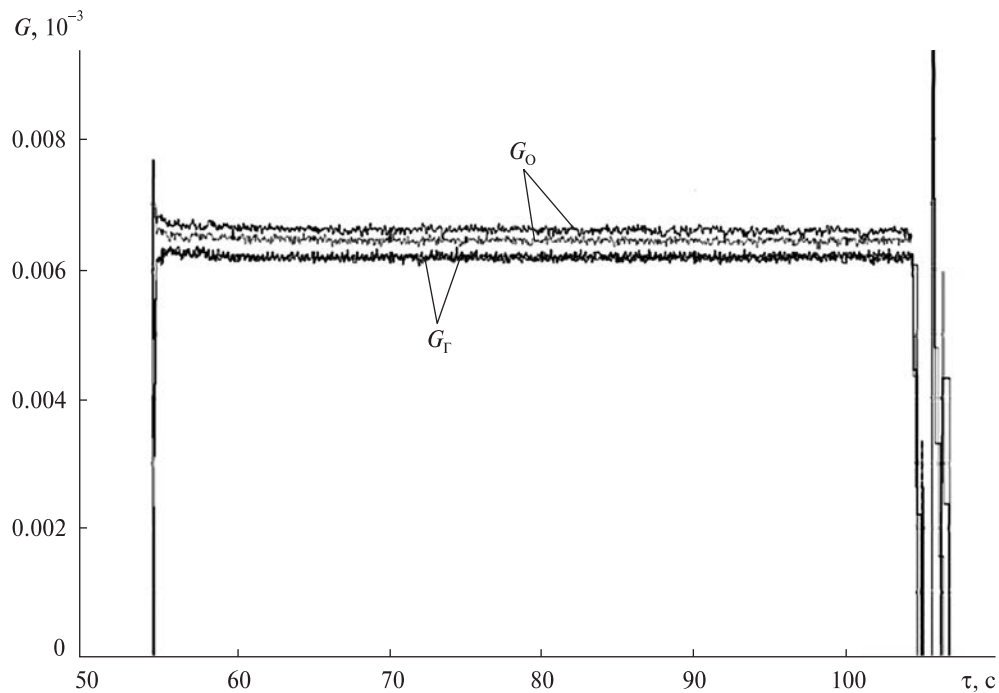


Рис. 5. Характерные значения параметров объемных расходов по тракту «О» и «Г» в жидкостном реактивном двигателе малой тяги

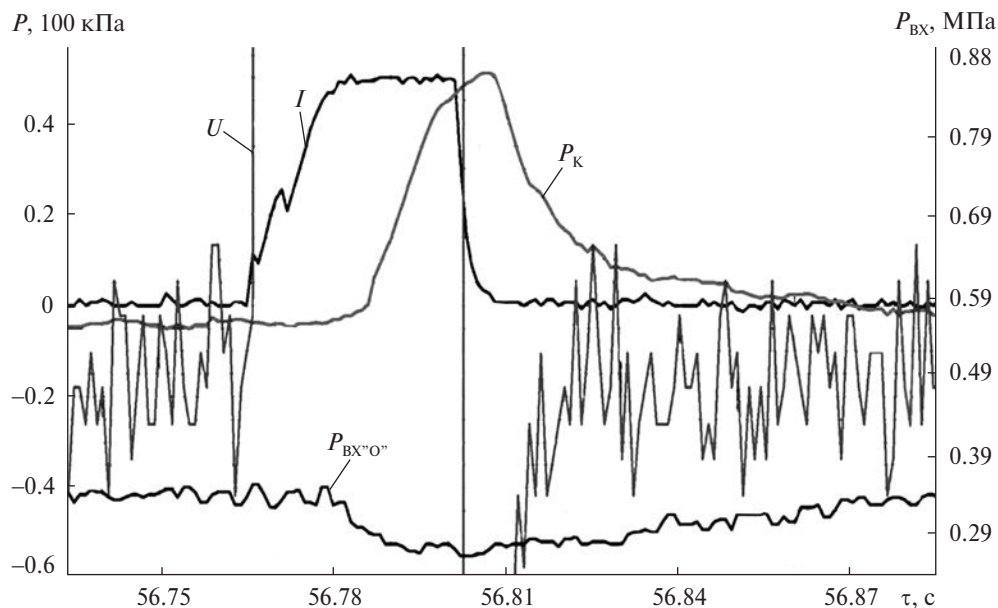


Рис. 6. Изменение значений жидкостных реактивных двигателей малой тяги при импульсном режиме (длительность импульса 0.035 с)

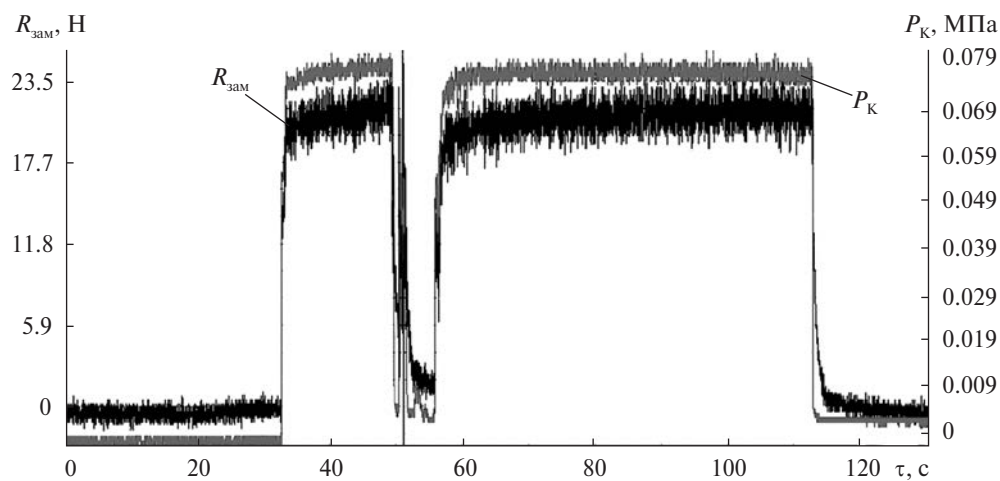


Рис. 7. Характерные параметры тяги двигателя и давления в камере сгорания при проведении ОИ с имитацией провала давления

- давления компонентов рабочего тела на входе в двигатель;
- давление продуктов сгорания в камере сгорания и на срезе сопла;
- температура конструкции двигателя;
- температура компонентов рабочего тела;
- расходы компонентов рабочего тела;

- суммарное время работы в непрерывном режиме;
- суммарное время работы в импульсном режиме;
- суммарное время огневой наработки;
- электрические параметры электрогидроклапанов двигателя (ток в катушке электромагнита)

электрогидроклапана и напряжение питания электрогидроклапана).

По результатам испытаний ЖРДМТ в непрерывном режиме расчетным путем определялись следующие параметры:

- тяга двигателя в пустоте $R_{\text{п}} = R_{\text{зам}} + P_{\text{окр}} \cdot F_{\text{ср}}$, где $R_{\text{зам}}$ — замеренная тяга, $P_{\text{окр}}$ — давление в окружающей среде, $F_{\text{ср}}$ — площадь среза сопла;
- удельный импульс тяги в пустоте;
- коэффициент соотношения компонентов топлива;
- расходный комплекс $\beta_{\text{экср}}$.

Величина единичного импульса тяги определялась в случае многократных импульсных включений при длительности управляющего командного сигнала, равной $0.1^{+0.005}$ с и $0.035^{+0.005}$ с. Единичный импульс определялся расчетным путем по полученной при испытании зависимости $P_K = f(\tau_{\text{исп}})$.

Основными задачами при проведении огневого испытания являлись:

- подтверждение требований технического задания — огневая наработка, как за одно включение, так и суммарные, количество срабатываний в импульсном режиме, времена выхода на режим и спада тяги в импульсном режиме;
- подтверждение устойчивости работы двигателя во время гидроударов, провалов давления, а также при наличии в компонентах топлива газов насыщения (азота и гелия).

Стенд для проведения ОИ имеет возможность изменять давление компонентов рабочего тела на входе в двигатель в процессе проведения ОИ, что позволило за одно ОИ испытать двигатель при разных давлениях и тем самым сократить количество испытаний втрое. На рис. 4–6 представлены характерные графики результатов огневых испытаний ЖРДМТ в непрерывном и импульсном режимах.

Первоначально для определения концентрации растворенных газов в КРТ перед началом проведения каждого ОИ брались пробы для проведения химического анализа, что является технически сложной и длительной процедурой. С целью ее упрощения и сокращения времени концентрация растворенных газов в КРТ в дальнейшем определялась по величине парциально-

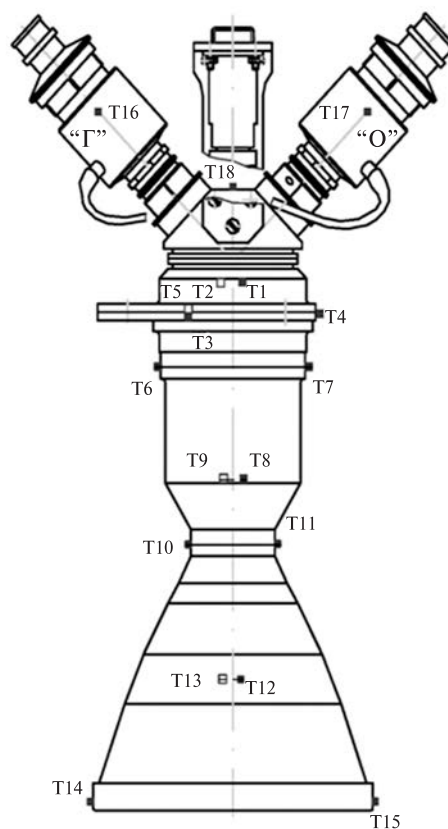


Рис. 8. Схема расположения точек замера температуры конструкции жидкостного реактивного двигателя малой тяги: Т1, Т2, Т3, Т4, Т5 — температура в разных точках биметаллического переходника; Т6, Т7, Т8, Т9 — температура камеры сгорания; Т10, Т11 — температура в критическом сечении; Т12, Т13 — температура сверхзвуковой части сопла; Т14, Т15 — температура на срезе сопла; Т16, Т17 — температура электрогидроклапанов; Т18 — температура форсуночной головки

го давления газов наддува в газовых подушках стендовых емкостей [9].

В процессе включения маршевого двигателя третьей ступени при открытии пусковых клапанов по трактам окислителя и горючего возникают провалы давления на входе в ЖРДМТ, что может вызывать возникновение газовых «пузырей» с разрывом потока.

Для проведения испытаний с имитацией провалов давления и определения воздействия газов насыщения в компонентах топлива, было модернизировано рабочее место испытательного

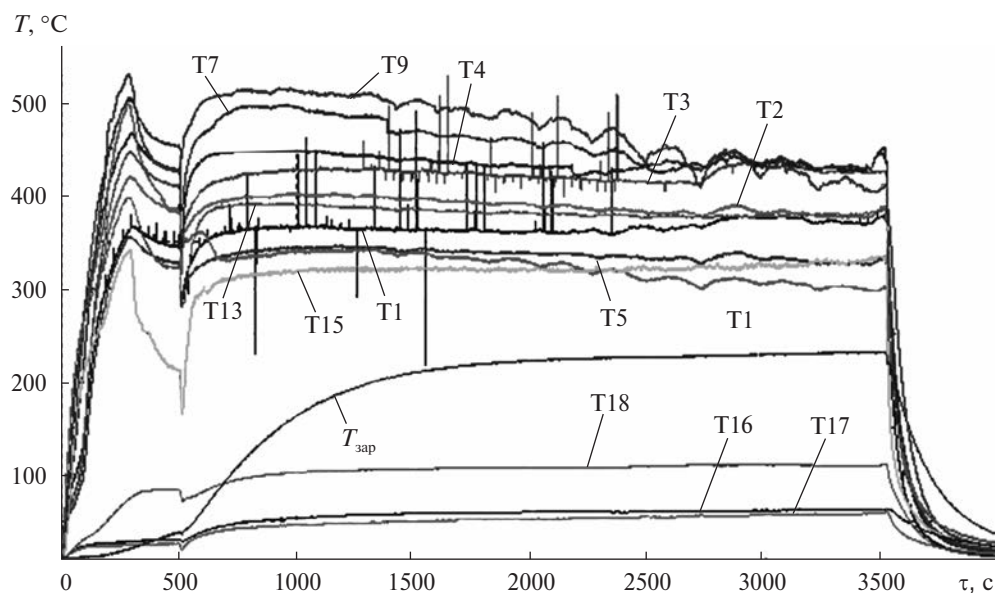


Рис. 9. Изменение температуры конструкции жидкостного реактивного двигателя малой тяги при номинальном режиме

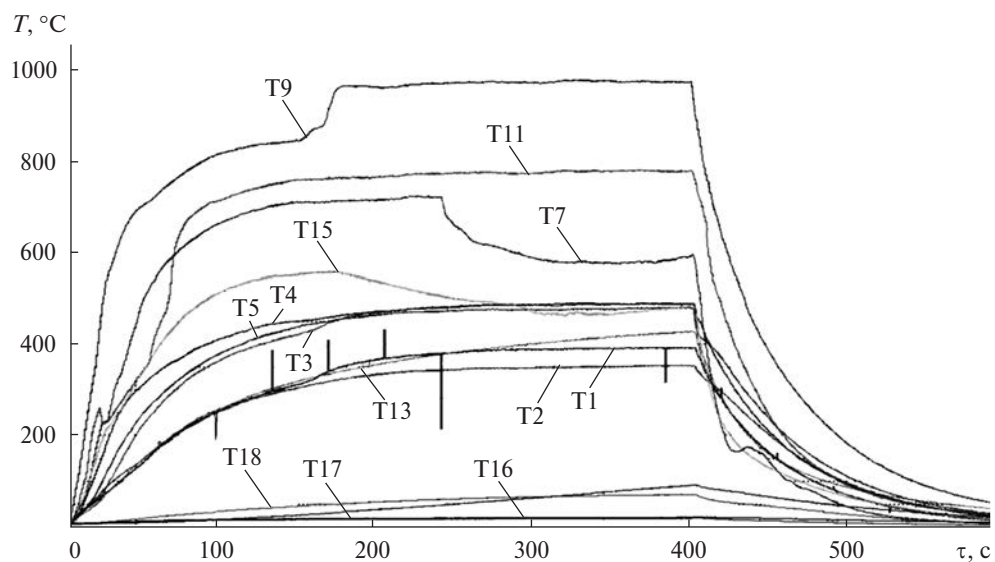


Рис. 10. Температура конструкции жидкостного реактивного двигателя малой тяги при испытаниях с имитацией гидроудара (заброса давления)

стенда для проведения ОИ. Имитация провалов давления, а также влияния газов насыщения проводилась путем организации на входе в электрогидроклапаны двигателя по трактам окислителя и горючего как поочередно, так и одновременно газовых «пузырей» с разрывом потока.

На рис. 7 приведены изменения тяги и давления в камере сгорания при имитации провала давления на входе в двигатель по тракту окислителя. При испытаниях определялись время прохождения пузыря и время восстановления тяги и входного давления до исходных значений.

В процессе останова маршевого двигателя 3-й ступени при закрытии пусковых клапанов возникают гидроудары (забросы давления) на входе в ЖРДМТ. Основным показателем работоспособности двигателя при гидроударах (забросах давления) является работоспособность его электрогидроклапанов. Гидроудары имитировались путём проведения ОИ с подачей компонентов топлива на вход электрогидроклапанов двигателя, величина давления при этом соответствовала величине забросов давления при гидроударе — 2.2...2.3 МПа, длительность испытаний составляла примерно 500 с. При данном испытании была зафиксирована стабильная работа электрогидроклапанов при повышенных давлениях и расходах.

При проведении ОИ фиксировалась температура наружной поверхности двигателя. Схема расположения и нумерация точек замера температуры конструкции ЖРДМТ представлены на рис. 8. На рис. 9 представлены показания датчиков температур при проведении огневых испытаний в номинальном режиме, а на рис. 10 — показания датчиков температур при проведении огневых испытаний на повышенных давлениях.

По результатам испытаний максимальная температура 960 °С была зафиксирована на поверхности камеры сгорания. Стоит отметить, что максимальная температура стенки камеры сгорания существенно ниже допустимой.

ВЫВОДЫ

Жидкостный реактивный двигатель малой тяги подтвердил работоспособность во всем диапазоне требуемых условий, а полученные параметры в ходе испытаний соответствуют требованиям технического задания и конструкторской документации (табл. 4).

Полученные результаты являются первым этапом наземной экспериментальной отработки, носящим автономный характер для серии из одиночных двигателей. Учитывая специфику разрабатываемой ЖРС, состоящей из большого количества двигателей малой тяги, входные давления которых зависят от режимов работы маршевого двигателя, необходимо проведение комплексных испытаний ЖРС и МД. Эти испытания дадут окончательную информацию о преимуществах разрабатываемой системы и постановку ее на серийное изготовление.

Таблица 4. Значения параметров жидкостного реактивного двигателя малой тяги, полученные при наземной экспериментальной отработке

Параметр	Величина параметра			
	по результатам конструкторских испытаний	по результатам доводочных испытаний	по результатам завершающих доводочных испытаний	по техническому заданию
Тяга двигателя в пустоте во всем диапазоне входных давлений, Н	$30^{+6.57}_{-8.62}$	$30^{+4.21}_{-9.21}$	$30^{+7.25}_{-9.41}$	$30^{+17.65}_{-12.25}$
Тяга в пустоте при провалах давления, Н	—	4.02...12.45	4.31...13.23	не менее 1.96 Н
Тяга в пустоте при повышенных давлениях, Н	—	54.62...66.09	58.08...77.66	не более 91.79 Н
Удельный импульс тяги (непрерывный режим), не менее, м/с	1569.6...2256.3	1569.6...2197.4	1265.5...2992	1962±784.8
Величина единичного импульса тяги при многократных импульсных включениях при времени включения $0.035^{+0.005}$ с, Н·с	0.64...0.86	0.37...0.82	1.01...2.17	1.22±0.98
Максимальное время от момента подачи команды на запуск до воспламенения топлива в камере сгорания, с	0.016	0.01	0.011	0.02
Максимальное время задержки спада тяги от момента подачи команды на выключение, с	0.01	0.009	0.008	0.03

Несмотря на возникшие проблемы при разработке и отработке ЖРДМТ, переход на подачу компонентов топлива на входы в ЖРДМТ из входных магистралей МД подтвердил свою целесообразность.

Данный переход позволил сократить количество входящих в состав ЖРС узлов до миниму-

ма, значительно уменьшить массу и повысить надежность изделия.

Стоит отметить, что разработанная методика проведения ОИ, описанных в статье, отработана и в дальнейшем может быть использована для проведения ОИ новых разработок двигательных установок.

ЛИТЕРАТУРА

1. Абрамович Г. Н. *Прикладная газовая динамика*. Москва: Наука, 1969. 824 с.
2. Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И. *Реактивные системы управления космических летательных аппаратов*. Москва: Машиностроение, 1979. 232 с.
3. Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов А. В. и др. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей* (Под ред. В. М. Кудрявцева). Москва: Высш. шк., 1975. 656 с.
4. Дейч М. Е. *Техническая газодинамика*. Москва, Л.: Госэнергоиздат, 1961. 670 с.
5. Егорычев В. С., Сулинов А. В. *Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики*: учеб. пособие. Самара: Изд-во СГАУ, 2014. 128 с.
6. Козлов А. А., Абашев В. М. *Расчет и проектирование жидкостного ракетного двигателя малой тяги*: учеб. пособие. Москва: Изд-во МАИ, 2004. 38 с.
7. Кокорин В. В., Рutowский Н. Б., Соловьев Е. В. *Комплексная оптимизация двигательных установок систем управления*. Москва: Машиностроение, 1983.
8. Махин В. А. *Жидкостные ракетные двигатели. Теория и проектные расчеты камер* (Под ред. Е. К. Мошкина). Москва: Дом техники, 1961. 602 с.
9. Полухин Д. А., Оресченко В. М., Морозов В. А. *Отработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД*. Москва: Машиностроение, 1987. 248 с.

Стаття надійшла до редакції 06.08.2019

REFERENCES

1. Abramovich G. (1969). *Applied gas dynamics*. Moscow.
2. Belyaiev N., Belik N., Uvarov Y. (1979). *Spacecraft jet control systems*. Moscow: Machinebuilding,
3. Vasiliev A., Kudryavtsev V., Kuznetsov A. (1975). *Basis of liquid-propellant rocket engine theory and calculation*. Moscow.
4. Deitch M. (1961). *Technical gas dynamics*. Moscow.
5. Yegorychev V. (2014). *Liquid-propellant rocket thrusters and their characteristics*. Samara.
6. Kozlov A., Abashev V. (2004). *Calculation and designing of liquid-propellant rocket thruster*. Moscow.
7. Kokorin V., Rutovskiy N., Soloviev Y. (1983). *Complex optimization of control systems engines*. Moscow.
8. Mahin V. (1961). *Liquid-propellant rocket engines. Theory and design study of the chambers*. Moscow.
9. Poluhin D., Oreschenko V., Morozov V. (1987). *Launch vehicles and spacecraft with LPRT propulsion system pneumohydrosystems qualification*. Moscow.

Received 06.08.2019

В. М. Дураченко, нач. відд.,
E-mail: info@yuzhnoye.com
О. В. Шпак, викон. обов. нач. компл.
С. А. Колесниченко, нач. відд.
Л. І. Агеева, нач. сект.
А. С. Долінкевич, нач. групи
К. О. Унчур, інж.-констр.

ДП «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»,
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

ПРОБЛЕМИ І ШЛЯХИ ЇХНЬОГО ВИРІШЕННЯ У ПРОЦЕСІ РОЗРОБКИ РІДИННОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГУНА МАЛОЇ ТЯГИ ДЛЯ РІДИННОЇ РЕАКТИВНОЇ СИСТЕМИ 3-ГО СТУПЕНЯ РАКЕТИ-НОСІЯ «ЦИКЛОН-4»

Розглядаються питання розробки рідинного реактивного двигуна малої тяги, який входить до складу рідинної реактивної системи 3-го ступеня ракети-носія «Циклон-4». Особливістю розроблюваного двигуна є працездатність при низькому тиску в камері, стійкість роботи під час гідрударів та провалів тиску на вході у рідинний реактивний двигун малої тяги при запуску і зупинці маршового двигуна, а також наявність в компонентах палива газу насичення і наддуву баків. Описано основні проблеми, які виникли при проектуванні та експериментальному відпрацюванні даного двигуна. Наведено отримані результати наземного експериментального відпрацювання.

Ключові слова: рідинний реактивний двигун, рідинна реактивна система, вогневі випробування, маршовий двигун, тяга.

V. M. Durachenko, Head of department,
E-mail: info@yuzhnoye.com
A. V. Shpak, Deputy Head of complex
S. A. Kolesnychenko, Head of department
L. I. Aheyeva, Head of sector
A. S. Dolinkevich, Head of group
K. O. Unchur, Design engineer

Yuzhnoye State Design Office,
3, Krivorizka Str., Dnipro, Ukraine 49008

PROBLEMS AND WAYS OF THEIR SOLUTIONS IN THE DEVELOPMENT OF A LOW-THRUST LIQUID JET ENGINE FOR A STAGE 3 LIQUID JET SYSTEM OF “CYCLONE-4” LAUNCH VEHICLE

The article deals with the issues of a low-thrust liquid jet engine as a part of stage 3 liquid jet system of “Cyclone-4” launch vehicle development. Features of the developed engine are its efficiency at low pressure in the chamber, operation stability during hydraulic shocks and pressure drops in the Liquid Propellant Rocket Thrusters (LPRT) inlet at the cruise engine start-up and stop, as well as pressurizing gas presence in propellants. We set out main problematic issues encountered during the designing and development test of this engine as well as describe the results of the qualification test.

Keywords: liquid jet engine, liquid jet system, firing tests, main engine, thrust.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.01.030>
УДК 629.783:004.4

В. В. ЛЯШЕНКО, инж.-программист,
E-mail: info@yuzhnoye.com

Л. В. ЯЦУН, нач. группы

Е. Д. ЯРМОЛЬЧУК, вед. инж.-программист

ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»
ул. Криворожская 3, Днепро, Украина, 49008

ПЛАНИРОВАНИЕ СЪЕМКИ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ «СІЧ-2М»

Планирование съемки — неотъемлемая функция наземных сегментов всех известных космических систем дистанционного зондирования Земли. Для выполнения этой функции, как правило, разрабатывается специальное программное обеспечение. В настоящее время Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» в кооперации создает космическую систему дистанционного зондирования Земли высокого разрешения «Січ-2М». Для планирования съемки космического аппарата «Січ-2М» разработано специальное программное обеспечение формирования координационного плана, входящее в состав программно-технического комплекса «Координационный план» наземного сегмента.

Рассмотрены функции, структура, интерфейс специального программного обеспечения. Детально рассмотрен базовый алгоритм планирования стереоскопической съемки, выполняемой с одного витка участка земной поверхности путем уклонения космического аппарата вперед и назад. В процессе разработки специальное программное обеспечение прошло тестирование и отладку, выпущен комплект программной документации. В настоящий момент специальное программное обеспечение готово к проведению функциональных испытаний. Разработанные алгоритмы могут быть использованы для планирования съемки космического аппарата дистанционного зондирования Земли других типов.

Ключевые слова: планирование съемки, стереоскопическая съемка.

Исходные положения. В настоящее время Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» совместно с кооперацией создает космическую систему «Січ-2М», которая предназначена для дистанционного зондирования Земли.

В состав полезной нагрузки КА «Січ-2М» входят:

- сканер высокой разрешающей способности;
- сканер дальнего инфракрасного диапазона;
- многозональное сканирующее устройство модернизированное.

Планирование проведения съемки осуществляется наземным информационным комплексом (НИК) на основании сводных заявок потребителей, которые формируются Оператором космической системы дистанционного зондирования Земли. На основании поданных сводных заявок на съемку формируются координационные планы работы полезной нагрузки КА. Планы создаются с учетом прогноза движения на период планирования.

Сформированные координационные планы передаются в Центр управления полетом (ЦУП).

Цитування: Ляшенко В. В., Яцун Л. В., Ярмольчук Е. Д. Планирование съемки космическим аппаратом «Січ-2М». *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 1 (122). С. 30—36. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.030>

На основе координационного плана в ЦУП формируется командно-программная информация. Эта информация передается на борт КА наземной станцией. В результате отработки космическим аппаратом командно-программной информации реализуются запланированные сеансы съемки. Результаты съемки передаются с борта КА бортовой аппаратурой скоростной радиолнии X-диапазона. Прием информации с КА осуществляется наземными станциями приема данных НИК.

С целью обеспечения планирования съемки космическим аппаратом «Січ-2М» создается специальное программное обеспечение формирования координационного плана (СПО ФКП), которое входит в состав программно-технического комплекса «Координационный план» НИК.

Специальное программное обеспечение формирования координационного плана осуществляет работу в следующих режимах:

- режим формирования координационного плана;
- режим работы с базой данных.

В режиме формирования координационного плана СПО ФКП выполняет следующие функции:

- ввод файла прогноза трассы;
- ввод файла сводной заявки на съемку;
- отображение на экране сводной заявки на съемку в виде таблицы;
- проверка корректности значений реквизитов заявок и соответствия временному интервалу планирования;
- формирование информации о корректности сводной заявки;
- отображение трассы КА, границ зон обзора и контуров участков, подлежащих съемке, на экране на фоне карты мира;
- формирование файла координационного плана;
- формирование файла информации о координационном плане;
- формирование файла списка возможных сеансов съемки.

В режиме работы с базой данных полученных и реализованных заявок на съемку СПО ФКП обеспечивает:

- ввод сводной заявки;
- ввод координационного плана (КП);
- ввод файла сеансов съемки космического аппарата;
- ввод файла информации о выполнении заявок на съемку;
- формирование запросов к базе данных и получение информации о поданных заявках на съемку, планировании и выполнении съемки в течение заданного интервала времени;
- формирование файла информации о заявках на съемку.

Состав специального программного обеспечения формирования координационного плана. СПО ФКП включает совокупность модулей, последовательность выполнения которых происходит в соответствии с логикой работы программы и командами оператора.

В состав СПО ФКП входят следующие модули:

- главный модуль ввода-вывода данных, проверки корректности входных данных, формирования файлов КП и файлов возможных сеансов съемки;
- модуль планирования трассовой съемки и общих подпрограмм;
- модуль планирования стереоскопической съемки;
- модуль планирования площадной съемки двух участков;
- модуль планирования площадной съемки трех участков;
- модуль отображения сводной заявки в табличном виде;
- модуль взаимодействия с базой данных полученных и реализованных заявок;
- модуль графического представления данных на карте.

Одной из особенностей КА «Січ-2М» по сравнению с КА «Січ-2» является существенное улучшение динамических характеристик. В этой связи появляется возможность выполнения большего объема стереоскопической и площадной съемки в заданный интервал времени.

Ниже рассмотрен разработанный базовый алгоритм стереоскопической съемки.

Алгоритм планирования стереоскопической съемки. Принцип стереоскопической съемки

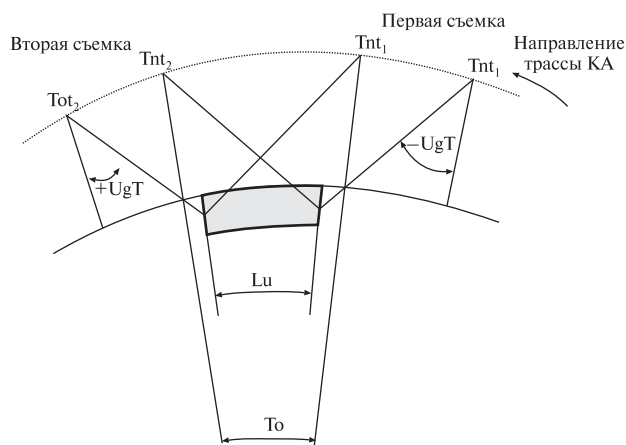


Рис. 1. Схема стереоскопической съемки

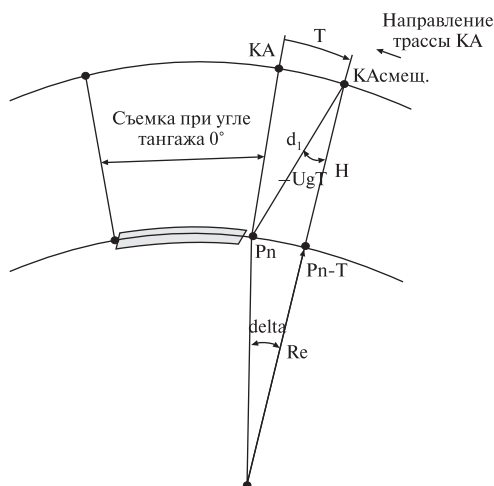


Рис. 2. Схема смещения положения космического аппарата

состоит в последовательном получении на одном витке орбиты изображений одного и того же участка поверхности Земли под разными углами. На рис. 1 изображена схема стереоскопической съемки.

На рис. 1 обозначено:

Tnt1 — положение КА в момент времени, соответствующий съемке первой строки первого изображения (положение КА, соответствующее началу съемки первого изображения);

Tot1 — положение КА в момент времени, соответствующий съемке последней строки первого изображения;

Tnt2 — положение КА в момент времени, соответствующий съемке первой строки второго изображения;

Tot2 — положение КА в момент времени, соответствующий съемке последней строки второго изображения;

To — интервал времени переориентации между съемками;

Lu — длина снимаемого участка;

UgT — угол тангажа КА.

Этапы планирования стереоскопической съемки:

- ввод исходных данных: задание максимально допустимого угла тангажа КА при стереосъемке, зависимость времени переориентации от угла поворота КА, ввод координат участка стереоскопической съемки и трассы КА;
- расчет угла крена КА, времени начала и окончания съемки в условии нулевого угла тангажа с использованием алгоритма планирования трассовой съемки (в данной статье не приводится);
- расчет угла тангажа КА при циклическом задании величины смещения по времени T положения КА относительно времени начала съемки в условиях нулевого угла тангажа в направлении, противоположном полету КА (рис. 2); приращение величины смещения положения КА продолжается до тех пор, пока не будет обеспечено выполнение съемки двух изображений при ограничении по максимально допустимому модулю угла тангажа КА. После этого текущие расчетные значения параметров съемки считаются выбранными.

Алгоритм планирования стереоскопической съемки.

1. Ввод исходных данных.
2. Расчет моментов времени начала и окончания съемки и угла крена КА с использованием алгоритма планирования трассовой съемки.
3. Задание величины смещения по времени T положения КА начиная с первой секунды относительно точки Pn (соответствующей моменту начала съемки в условии нулевого угла тангажа) в направлении, противоположном полету КА (рис. 2).
4. Расчет времени начала съемки первого изображения Tnt1

$$T_{nt1} = T_{nk1} - T,$$

где T_{nk1} — время начала съемки строки участка в условии нулевого угла тангажа.

5. Расчет угла тангажа КА UgT в смещенном положении КАсмещ. (рис. 2)

$$UgT = \arcsin(Re/d_1 \cdot \sin(\delta)),$$

$$\delta = \arccos(\cos(\pi/2 - \varphi_1) \cdot \cos(\pi/2 - \varphi_2) + \sin(\pi/2 - \varphi_1) \cdot \sin(\pi/2 - \varphi_2) \cdot \cos(\lambda_2 - \lambda_1)),$$

где δ — угловое расстояние между точками 1 и 2 (рис. 3), Re — радиус Земли, соответствующий широте подспутниковой точки; d_1 — расстояние между центром масс КА и центром снимаемого участка; φ_1, λ_1 — широта и долгота точки 1; φ_2, λ_2 — широта и долгота точки 2; G — Гринвичский меридиан.

6. Сравнение угла тангажа UgT с максимально допустимым модулем угла тангажа КА UgT_{max} .

Если модуль угла тангажа больше максимально допустимого, то проведение стереоскопической съемки невозможно; формируется сообщение оператору.

7. Расчет времени T_o (UgT) переориентации КА (рис. 1) из положения, соответствующего концу съемки первого изображения в положение, соответствующее началу съемки второго изображения.

8. Расчет времени окончания съемки первого изображения T_{ot1}

$$T_{ot1} = T_{ok1} - T,$$

где T_{ok1} — время окончания съемки участка в условии нулевого угла тангажа.

9. Расчет минимально возможного времени начала съемки второго изображения.

$$T_{min s2} = T_{ot1} + T_o.$$

10. Расчет времени начала второй съемки T_{nt2} с углом тангажа UgT

$$T_{nt2} = T_{nk1} + T,$$

где T_{nk1} — время начала съемки первого участка в условии нулевого угла тангажа.

11. Приращение величины смещения по времени T

$$T = T + 1.$$

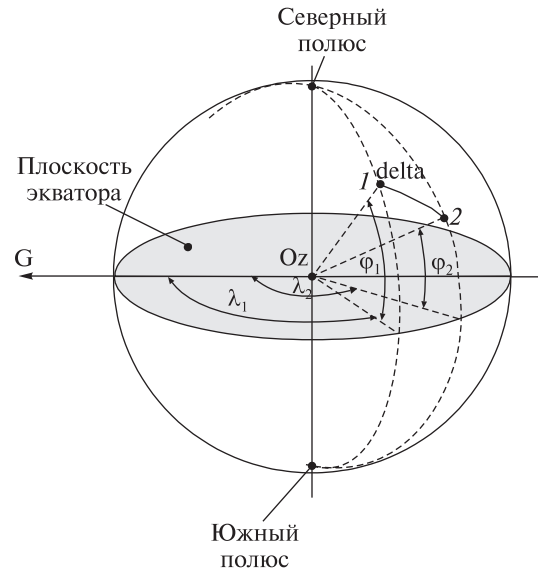


Рис. 3. Угловое расстояние δ между точками 1 и 2

Начало				Окончание			
Год	Месяц	День	Год	Месяц	День		
2012	5	3	2012	5	10		
Трасса КА							
Час	Минута	Секунда	Час	Минута	Секунда		
0	0	0	23	59	30		

Начало				Окончание			
Год	Месяц	День	Год	Месяц	День		
2012	5	3	2012	5	10		
Планирование съемки							
Час	Минута	Секунда	Час	Минута	Секунда		
0	0	0	23	59	30		

Загрузить
✓ Применить

Рис. 4. Интерфейс ввода файла прогноза трассы космического аппарата

12. Сравнение расчетного времени начала второй съемки T_{nt2} с минимально возможным временем начала второй съемки $T_{min s2}$.

Если расчетное время начала съемки второго изображения больше T_{nt2} или равно минимально возможному времени начала съемки второго изображения $T_{min s2}$, то съемка второго изображения невозможна, и осуществляется переход к выполнению п. 4.

13. Расчет времени окончания съемки второго изображения T_{ot2}

$$T_{ot2} = T_{nt2} + T_{ok1} - T_{nk1}.$$

СПО формирования координационного плана "Сич-2М"

Графика База данных Исходные данные Сигнализация Помощь Выход

Трасса Сводная заявка Карта КП-файл КП-таблица

0159	0160	0001	0158	0003	0026	0033	0063	0150	0041	0021	0011
0062	0062	0062	0015	0153	0152	0162	0222	0222	0012	0019	0091

Значения реквизитов заявки

Номер заявки: 0159

Код потребителя: SA

Приоритет заявки: 939

Дата начала действия заявки: 03.05.2012

Канал СВРС: панорам. (Р) 1

Рис. 5. Интерфейс ввода и отображения сводной заявки

Загрузить Таблица

Причины некорректности заявок

ЗАЯВКА №0159(стр.1) : широта левого верхнего угла меньше или равна широте правого нижнего угла

ЗАЯВКА №0041(стр.10) : широта левого верхнего угла меньше или равна широте правого нижнего угла

ЗАЯВКА №0021(стр.11) : долгота левого верхнего угла больше или равна долготе правого нижнего угла

ЗАЯВКА №0036(стр.15) : долгота левого верхнего угла больше или равна долготе правого нижнего угла

ЗАЯВКА №0164(стр.23) : широта левого верхнего угла меньше или равна широте правого нижнего угла

ЗАЯВКА №0153(стр.34) : интервал наблюдения не соответствует параметрам трассы КА

Расчет

Рис. 6. Интерфейс отображения причин некорректности заявок

СПО формирования координационного плана "Сич-2М"

Графика База данных Исходные данные Сигнализация Помощь Выход

Трасса Сводная заявка Карта КП-файл КП-таблица

Координационный план

№	Код	Пр	Дата нач	Дата ок	Дата рек	Т нач	Т оконч	Виток	Район съемки	ДЛВ	ШЛВ
0041	SA	038	120503	120510	120503	093256	093305	03796	VITEBSK	030.18	+55.20
0026	SA	051	120503	120510	120503	161134	161151	03800	NEWYORK	285.88	+41.25
0036	DN	033	120503	120510	120504	022218	022237	03806	AVSTRALIADES	120.27	-26.09
0008	SA	028	120503	120510	120504	084309	084328	03810	ASWAN	032.73	+24.46
0150	SA	041	120503	120510	120504	150645	150658	03814	GRENLANDIA	309.73	+64.32
0155	SA	026	120503	120510	120504	182725	182736	03816	SASKATOON	253.15	+52.78
0159	SA	939	120503	120510	120504	193124	193126	03816	AFGANDESERT	064.87	+30.50
0001	DN	919	120503	120510	120504	211005	211007	03817	DNEPR	035.00	+49.00
0022	SA	004	120503	120510	120505	010059	010108	03820	KAMCHATKA	157.61	+56.77
0999	SA	003	120503	120510	120505	060434	060449	03823	DELIA	077.09	+29.00
0033	SA	044	120503	120510	120505	074019	074036	03824	BAKU	049.70	+40.85

Рис. 7. Интерфейс отображения координационного плана

Статистическая информация о КП

Заявка №0015 SA(стр.33) : угол Солнца меньше заданного

Заявка №0154 DN(стр.42) : угол Солнца меньше заданного

Всего в сводной заявке: 40

Включено в КП: 34

Не включено в КП заявок: 6

Оператор Таблица

Рис. 8. Интерфейс статистической информации о координационном плане

14. Формируются выходные данные алгоритма:
- время начала Tnt1 и окончания Tot1 первой съемки;
 - углы крена UgK и тангажа UgT КА при съемке;
 - время начала Tnt2 и окончания Tot2 второй съемки.

Интерфейс специального программного обеспечения формирования координационного плана. На рис. 4 приведен интерфейс ввода и отображения файла прогноза трассы. На рис. 5 приведен интерфейс ввода и отображения сводной заявки. В случае наличия некорректных значений реквизитов сводной заявки:

- выделяются цветом закладки, содержащие некорректные значения реквизитов;
- отображаются причины некорректности заявок (рис. 6);
- расчет блокируется.

При корректности всех значений реквизитов сводной заявки программа дает возможность перейти к расчету координационного плана. Расчет КП выполняется в автоматизированном режиме.

В результате расчета формируется и отображается координационный план работы полезной нагрузки (рис. 7). Каждая строка координацион-

ного плана содержит информацию о реализации конкретной заявки:

- номер реализованной заявки;
- рекомендуемое время и дата съемки участка;
- расчетные углы Солнца, углы крена и тангажа КА;
- включаемые спектральные каналы сканеров.

На экране отображается статистическая информация о КП (рис. 8). В ней приведены причины не включения заявки в КП. При необходимости имеется возможность просмотра на карте мира участков поверхности Земли, включенных в КП, и участков, не включенных в КП.

В процессе разработки СПО прошло тестирование и отладку, выпущен комплект программной документации. В настоящий момент СПО готово к проведению функциональных испытаний.

Выводы. В статье рассмотрено программное обеспечение планирования съемки КА «Січ-2М». Детально рассмотрен алгоритм планирования стереоскопической съемки.

Разработанные алгоритмы могут быть использованы для планирования съемки КА дистанционного зондирования Земли других типов.

В. В. Ляшенко, інж.-програміст,
E-mail: info@yuzhnoye.com

Л. В. Яцун, нач. групи

Є. Д. Ярмольчук, пров. інж.-програміст

ДП «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

ПЛАНУВАННЯ ЗЙОМКИ КОСМІЧНИМ АПАРАТОМ «СІЧ-2М»

Планування зйомки — невід’ємна функція наземних сегментів усіх відомих космічних систем дистанційного зондування Землі. Для виконання цієї функції, як правило, розробляється спеціальне програмне забезпечення. У теперішній час Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля» у кооперації створює космічну систему дистанційного зондування Землі високої роздільної здатності «Січ-2М». Для планування зйомки космічного апарата «Січ-2М» розроблено спеціальне програмне забезпечення формування координаційного плану, яке входить до складу програмно-технічного комплексу «Координаційний план» наземного сегмента.

Розглянуто функції, структура, інтерфейс спеціального програмного забезпечення. Детально розглянуто базовий алгоритм планування стереоскопічної зйомки, що виконується з одного оберту, ділянки земної поверхні шляхом ухилення космічного апарата вперед та назад. У процесі розробки спеціальне програмне забезпечення пройшло тестування та налагодження, випущено комплект програмної документації. На теперішній момент спеціальне програмне забезпечення готове до проведення функціональних випробувань. Розроблені алгоритми можуть бути використані для планування зйомки космічного апарата дистанційного зондування Землі інших типів.

Ключові слова: планування зйомки, стереоскопічна зйомка.

V. V. Lyashenko, Software engineer,

E-mail: info@yuzhnoye.com

L. V. Yatsun, Head of group

Ye. D. Yarmolchuk, Leading software engineer

Yuzhnoye State Design Office

3, Krivorizka Str., Dnipro, Ukraine 49008

SATELLITE “SICH-2M” SURVEY PLANNING

Survey planning is an important function of the ground segments of all known Earth remote sensing space systems. The special software is usually developed to perform this function. Currently, the Yuzhnoye State Design Office in co-operation creates a high-resolution space system for remote sensing “Sich-2M” satellite. Special software for survey planning of the “Sich-2M” spacecraft has been developed. This software is a part of the software and hardware ground-based complex “Coordination Plan”. We describe briefly functions, structure, and special software interface. The basic algorithm for planning a stereoscopic survey is considered in detail. The survey of a piece of the Earth’s surface is performed from one turn by evading the spacecraft back and forth. The developed software was tested, debugged, and documented. Currently, the application is ready for functional tests. The developed algorithms can be used for planning surveys with other types of Earth remote sensing spacecraft.

Keywords: survey planning, stereoscopic survey.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.01.037>

УДК 004.6:551.510.5

Е. В. ПЬЯНКОВА¹, мл. науч. сотруд.,

E-mail: el.piankova@gmail.com

Г. В. ЛИЗУНОВ¹, зав. лаб., канд. физ.-мат. наук,

E-mail: georgii.lizunov@gmail.com

А. Г. МЕЛАНЧЕНКО², вед. спец., канд. техн. наук,

E-mail: a.g.melanchenko@gmail.com

А. Н. ПРОТАС³, ИТ-инженер

¹ Институт космических исследований НАН Украины и ГКА Украины,
Проспект Академика Глушкова 40, корп. 4/1, Киев, Украина, 03187

² ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»
ул. Криворожская 3, Днепро, Украина, 49008,

³ Ecognize.me OÜ, Эстония

ИНФОРМАЦИОННАЯ СИСТЕМА СБОРА, ОБРАБОТКИ И РАСПРОСТРАНЕНИЯ ДАННЫХ ДЛЯ ГЕОКОСМИЧЕСКИХ СПУТНИКОВЫХ ПРОЕКТОВ

Быстро развивающимся направлением современных космических исследований является физика геокосмоса — верхней атмосферы, ионосферы и магнитосферы Земли. Специфика баз данных геокосмических спутниковых проектов определяется характером проводимых в космосе наблюдений — длительных сеансов регистрации параметров космической среды вдоль орбиты спутника (температуры, концентраций заряженных и нейтральных частиц, электрического и магнитного полей и т. д.; всего несколько десятков наименований параметров). Эти измерения привязываются к местоположению спутника, а поиск данных по запросам пользователей производится по условию пересечения орбитой спутника пространственно-временного окна, задаваемого пользователем. Отсюда вытекают специфические требования к структуре базы данных, к её API и веб-интерфейсу. В Институте космических исследований НАН Украины и ГКА Украины ведутся работы по созданию центра сбора, обработки и распространения спутниковых данных, программно-аппаратный компонент которой получил наименование PROMIS. Центр создаётся в рамках подготовки миссий «Ионосат—Микро» и «Аэрозоль—UA», но его ресурсы также могут быть использованы для размещения данных других геокосмических миссий.

Цель статьи — ознакомить экспертное сообщество с устройством информационной системы PROMIS (<https://promis.ikd.kiev.ua>) и получить отзывы об удобстве её использования и перспективах развития.

Ключевые слова: космический эксперимент, обработка данных, информационная система, программное обеспечение, веб-приложение.

ВВЕДЕНИЕ

Быстро развивающимся направлением современных космических исследований является физика геокосмоса — верхней атмосферы, ионосферы и магнитосферы Земли. В этой обла-

сти сегодня реализуется или готовится к скорой реализации целая серия спутниковых проектов: «Swarm» и QB50 (Евросоюз), CSES (Chinese Seismo-Electromagnetic Satellite Mission, Китай), ICON (Ionospheric Connection Explorer, США),

Цитування: Пьянкова Е. В., Лизунов Г. В., Меланченко А. Г., Протас А. Н. Информационная система сбора, обработки и распространения данных для геокосмических спутниковых проектов. *Космічна наука і технологія*. 2020. 26, № 1 (122). С. 37—47. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.037>

«Ионосат-Микро» и «Аэрозоль-UA» (Украина) и др. Не вызывает сомнений, что в будущем аналогичные миссии будут направлены для изучения космического пространства в окрестности Луны и планет Солнечной системы.

Руководством космических проектов зачастую недооценивается важность создания систем сбора, обработки и распространения спутниковых данных. В мире сложилась парадоксальная ситуация, когда научным сообществом анализируется и обнаружится лишь незначительная часть переданной на Землю научной информации. Нелепость ситуации тем более очевидна, что затраты на обработку данных составляют малую часть затрат на создание и запуск собственно космических аппаратов. В таких условиях каждый бит космических измерений становится «золотым». Можно утверждать, что современный космический проект нельзя считать ни успешным, ни завершённым до тех пор, пока не создан всеобъемлющий и общедоступный ресурс его результатов.

Специфика геокосмических проектов определяется характером проводимых в космосе наблюдений — длительных сеансов регистрации параметров космической среды вдоль орбиты спутника (температуры, концентраций частиц, электрического и магнитного полей и т. д.; всего до нескольких десятков наименований параметров). Полученные таким образом данные образуют сотни тысяч записей информации, подлежащих расшифровке и совместному анализу. При этом данные измерений привязываются к местоположению спутника, а поиск данных в хранилище производится по условию пересечения орбитой спутника пространственно-временного окна, задаваемого пользователем (в отличие, например, от данных солнечных телескопов, упорядоченных только по времени). Отсюда вытекают специальные требования к структуре базы данных информационной системы, к её API и к веб-интерфейсу. Соответствующие программно-технические комплексы до сих пор создавались поштучно, под конкретный космический проект, и в большинстве своём устарели в силу стремительного прогресса информационных технологий.

Аудитория пользователей данных геокосмических измерений неоднородна и включает обширную некоммерческую составляющую. Основными группами пользователей являются сами участники спутниковых миссий, широкий круг учёных — экспертов в области физики космоса, ещё более широкий круг преподавателей, студентов и лиц, просто интересующихся космическими исследованиями. В силу сказанного базы данных научных космических проектов должны иметь дружелюбный веб-интерфейс, понятный «рядовому пользователю».

В Институте космических исследований НАН Украины и ГКА Украины в течение ряда лет ведутся работы по созданию Центра сбора, обработки и распространения спутниковых данных, программно-аппаратный компонент которого получил наименование PROMIS (PROcessed Measurements of Ionospheric Satellites). Центр создаётся в рамках проектов Общегосударственной космической программы Украины «Ионосат-Микро» [2] и «Аэрозоль-UA» [5], но ресурсы Центра также могут быть использованы для размещения данных других спутников. Система PROMIS обеспечивает многоуровневую обработку информации — от загрузки входных данных с серверов приёмных радиостанций в виде, в котором эти данные были получены со спутника, до создания базы экспериментальных данных, привязанных к месту и времени и преобразованных в общепринятые физические единицы измерений. Для системы PROMIS разработан перспективный веб-интерфейс, предоставляющий пользователю эффективные средства поиска и извлечения нужной ему информации. В будущем интерфейс системы планируется расширить для обеспечения функций интеллектуальной обработки данных.

1. АРХИТЕКТУРА ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Общая характеристика данных космических измерений. С целью диагностики параметров космического пространства на борту спутника устанавливается набор различных приборов, чьи принципы работы и структуры выходных данных различаются между собой. Одни приборы (например, магнитометры и электриче-

ские зонды) измеряют физические поля непосредственно, хотя, как правило, фиксируют их в собственной шкале, требующей тарировки, т. е. преобразования приборных единиц измерений в физические единицы. При этом отсчёты измерений могут состоять из единственного числа (в приведенных примерах — мгновенного значения составляющей электрического или магнитного поля) или из массива чисел (изображение, спектр сигнала за период накопления между отсчётами и т. д.). Приборы другого типа измеряют физические параметры опосредованно. Скажем, зонд Ленгмюра записывает собственную вольт-амперную характеристику — 2D-изображение, из дальнейшей обработки которого теоретически рассчитывается температура и концентрация электронов космической плазмы. Некоторые приборы производят автокалибровку; такие приборы наряду с данными измерений записывают и калибровочные сигналы. Таким образом, форматы данных и процедуры их преобразования в физические величины индивидуальны для каждого прибора. Как это обстоятельство учтено в информационной системе PROMIS, — будет описано ниже.

Другая особенность данных связана с огромным различием частот опроса измерительных приборов. Ряд приборов являются низкоинформативными (например газоплазменные датчики), их частоты опроса типично составляют 1–10 Гц. В то же время частоты дискретизации электромагнитных сигналов достигают сотен килогерц (а рекордная частота дискретизации электрического поля около 50 МГц была реализована в миссии FREJA). В таких условиях неясен даже сам подход к осуществлению функций хранения, просмотра и анализа данных столь различного временного разрешения.

Уровни представления данных. Классификация уровней обработки данных весьма условна и отличается в разных информационных системах. В системе PROMIS принята иерархия данных, которая отражает общие этапы обработки научной информации, универсальные для всех космических миссий.

Обработка данных начинается уже на борту спутника. Началом информационного пото-

ка служат данные измерений на выходе приборов. Условно эти данные назовём данными 1-го уровня, а ниже уточним это понятие. Данные 1-го уровня записываются в информационную систему спутника в виде упорядоченной системы бинарных файлов, которые мы будем называть данными 0-го уровня. Для передачи на Землю данные 0-го уровня упаковываются в информационные кадры и кодируются с целью повышения помехоустойчивости и восстанавливаемости данных (согласно стандартам, рекомендованным CCSDS [6]), чтобы данные можно было возобновить даже при значительных потерях информации в сеансе радиосвязи с Землёй. Закодированный поток спутниковых данных, в котором последовательность байтов и битов определённым образом перемешана (скремблирована), мы будем называть — битовый поток.

После приёма на Земле информация декодируется в обратной последовательности: битовый поток → данные уровня 0 → данные уровня 1. Затем производится запись данных в базу данных (БД) наземной информационной системы и тарировка данных. Таким образом формируется архив результатов космических измерений, адресованный научному сообществу; этот финальный уровень представления научной информации мы будем называть данными 2-го уровня. Кроме собственно экспериментальных результатов, в БД вносится сопроводительная информация, необходимая для научной интерпретации данных: о текущем времени, ориентации и местоположении спутника, геофизических и гелиофизических условиях проведения измерений и т. д. (общее число сопроводительных параметров в геоинформационных системах может достигать нескольких десятков).

Таким образом, в системе PROMIS принята следующая классификация данных:

- битовый поток — принятый на Земле массив спутниковой информации. Битовый поток не подлежит длительному хранению;
- данные уровня 0 — выделенные из битового потока файлы данных измерений в том виде, как они были записаны в информационную систему на борту спутника. На земле эти данные трактуются как первичные и сохраняются для

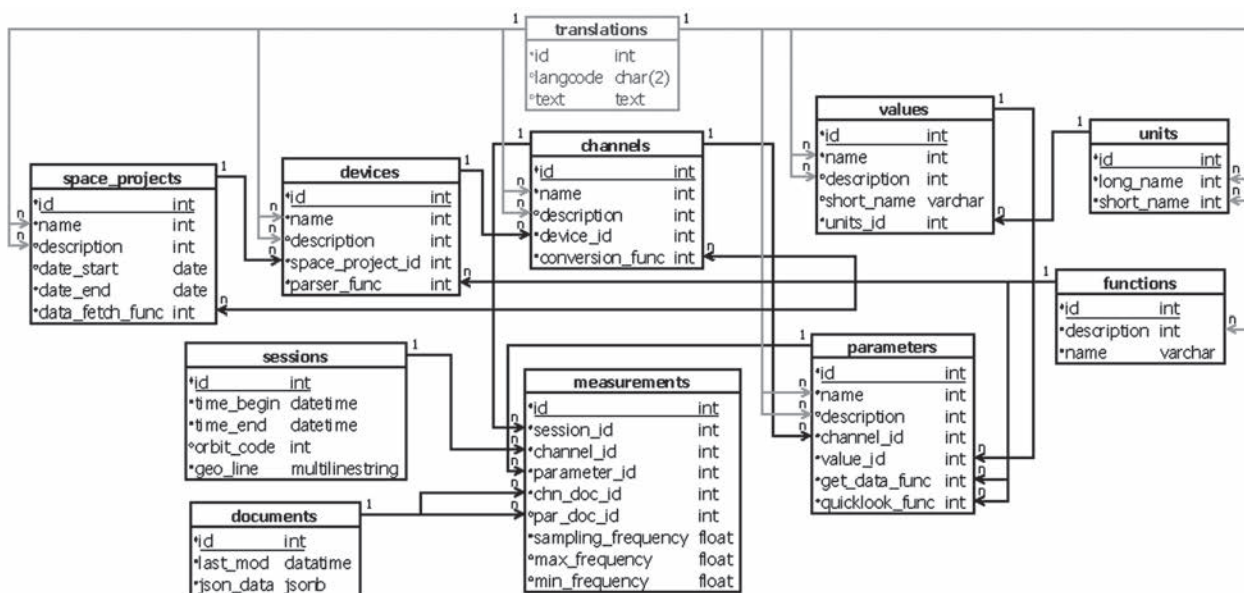


Рис. 1. Схема базы данных системы PROMIS

обеспечения возможности их повторной обработки. Распаковка битового потока осуществляется автоматически с помощью программно-аппаратных средств, интегрированных в систему PROMIS. Запись данных 0-го уровня является внутренней, недоступной пользователям за пределами системы PROMIS;

- данные уровня 1 — сырые данные измерений в виде, в котором они были переданы от блоков электроники приборов в информационную систему спутника, привязанные ко времени, и занесённые в базу данных системы PROMIS. На этом этапе проводится геопривязка данных: по результатам расчёта трассы спутника согласно его баллистическим параметрам или на основе телеметрической информации со спутника. Данные уровня 1 доступны через веб-интерфейс ограниченному количеству пользователей, как правило, только разработчикам приборов;

- данные уровня 2 — тарированные данные измерений, записанные в общепринятых физических единицах и адресованные всему научному сообществу. Преобразование данных от 1-го до 2-го уровня осуществляется средствами системы PROMIS или, опционально, разработчиками приборов.

База данных и управление потоками данных. Информационная система PROMIS обеспечивает выполнение следующих блоков операций с данными (укрупнённо):

- скачивание спутниковых данных с серверов приёмных радиостанций;
- многоуровневую обработку данных по всей вышеописанной цепочке — от битового потока до данных 2-го уровня;
- выборку данных согласно пользовательским запросам, их предварительную визуализацию и генерацию файлов данных для скачивания в ряде общепринятых пользовательских форматах.

Основу серверной части системы PROMIS составляет БД, которая хранит данные измерений 1-го и 2-го уровней обработки. Чтобы выборки данных осуществлялись одинаково быстро, независимо от объёма накопленной информации, данные сохраняются целыми массивами, соответствующими одному сеансу включения каждого прибора, в документно-ориентированном виде (в нашем случае — в json-формате), а для поиска и выборки данных документы данных снабжаются метаданными — наборами параметров, по которым производится быстрый поиск интересующих пользователя данных. В системе

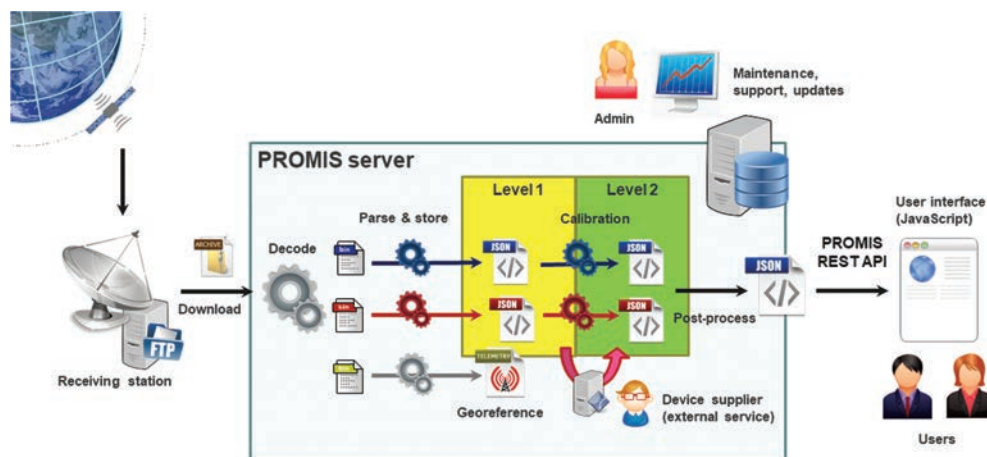


Рис. 2. Тракт обработки информации системой PROMIS

PROMIS метаданными являются: наименование космической миссии (поскольку система хранит данные разных космических аппаратов), наименования измеряющего прибора и измеряемого физического параметра (поскольку разные приборы могут измерять одну и ту же физическую величину), время и географические координаты измерений.

Структура БД показана на рис. 1. Записи данных в json-формате хранятся в таблице «documents». Удобство использование json-формата заключается в том, что он позволяет хранить данные различной структуры — низкочастотные и высокочастотные временные ряды, спектры, изображения и т. д., о чём шла речь выше. Записи документов данных связаны с записями метаданных через таблицу «measurements».

На рис. 2 представлена блок-схема тракта обработки информации системой PROMIS. Хотя для каждого научного прибора процедуры обработки данных реализуются по-разному, последовательность шагов обработки для всех потоков данных одинакова. В силу этого добавление в систему PROMIS данных от других приборов и других космических аппаратов осуществляется унифицированно, путём присоединения однотипных программных модулей без изменения каркаса системы (что иллюстрируют «шестерёнки» на рис. 2).

Прикрепление модулей обработки к своим потокам данных осуществляется также посред-

ством БД, как показано на рис. 1. Администратор через административную панель связывает:

- 1) имя модуля декодирования и восстановления данных 0-го уровня — с описанием спутниковой миссии (функция `data_fetch_func` в таблице «space projects», рис. 1);
- 2) имена модулей извлечения данных 1-го уровня — с измерительными приборами (функция `parser_func` в таблице «devices»);
- 3) имена модулей тарировки и калибровки данных — с каналами измерений приборов (функция `conversion_func` в таблице «channels»);
- 4) имена модуля предварительного просмотра данных (функция `quicklook_func`) и модуля генерации файлов для загрузки пользователем — с физическими параметрами (функция `get_data_func` в таблице «parameters»).

Проиллюстрируем вышесказанное на примере того, как реализуется функция предварительного просмотра высокочастотных и низкочастотных временных рядов измерений, скажем, квазипостоянного магнитного поля (измеряющий прибор — феррозондовый магнитометр, частота дискретизации примерно 10 Гц) и переменного магнитного поля (измеряющий прибор — индукционный магнитометр, частота дискретизации достигает порядка 100 кГц). Условимся, что визуализацией низкочастотных данных является график, а высокочастотных — динамический спектр. Тогда для быстрого просмотра низкочастотных данных функция `quicklook_func` под-

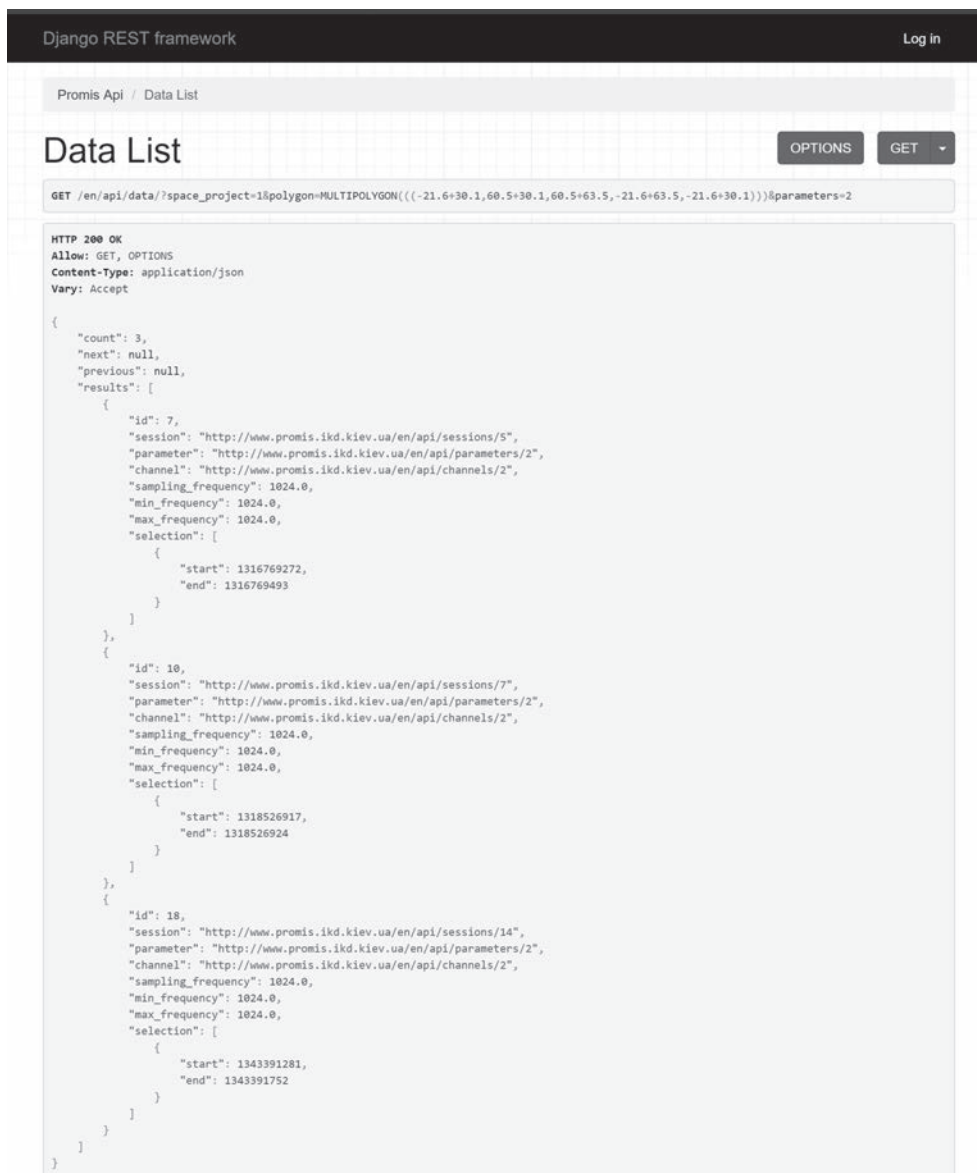


Рис. 3. Пример получения информации с помощью PROMIS REST API

ключает модуль разрежения данных (степень разрежения зависит от объёма данных, подлежащих визуализации) и построения графика разреженного ряда данных. В случае высокочастотных данных эта же функция подключает другой модуль, который с крупным шагом по времени вычисляет по небольшому количеству отсчётов мгновенные спектры данных, а затем соединяет их в разреженный динамический спектр.

2. ГЕОКОСМИЧЕСКИЙ API

Использование выделенного протокола общения между сервером и веб-интерфейсом API (Application Programmer's Interface) широко используется в современных веб-технологиях. Помимо ускорения работы веб-интерфейса, API создаёт возможность скачивания данных в обход веб-интерфейса, что весьма удобно для загрузки данных сразу в программную среду пользова-

теля, а также при создании внешних информационных сервисов, использующих данные исходного ресурса. Распространённым является использование технологии REST API, которая присваивает ресурсам данных url-адреса, благодаря чему эти данные можно получить из БД по http-протоколу, причём непосредственно в json-формате. Ещё одно удобство состоит в возможности добавить в url-адрес поисковые параметры, по которым веб-сервер осуществит фильтрацию данных.

Некоторые информационные ресурсы уже предлагают доступ к хранилищам данных через API. Скажем, в области гелиофизики используется стандарт протокола выборки данных солнечных телескопов — Heliophysics Application Programmer's Interface (HAPI) [4]. Мы ставим целью разработать схожий стандарт, предназначенный для геокосмических хранилищ данных, который мы по аналогии наименовали Geospace Application Programmer's Interface (GAPI). GAPI находится в стадии разработки, и в последующем будет опубликован. На рис. 3 представлен

пример извлечения из БД с помощью PROMIS REST API информация об измерениях интересующего пользователя физического параметра в заданной пользователем пространственной области.

3. ВЕБ-ИНТЕРФЕЙС

С текущей реализацией веб-интерфейса системы PROMIS можно ознакомиться онлайн, по ссылке <https://promis.ikd.kiev.ua>. Скриншот веб-интерфейса приведен на рис. 4. В настоящее время система PROMIS загружена небольшим объёмом данных экспериментов «Вариант» на спутнике «Січ-1М» (2004 г.) [1] и «Потенциал» на спутнике «Січ-2» (2011—2012 гг.) [3]. Разработка веб-интерфейса не завершена и продолжается итерационно, на основе полученных отзывов.

В будущем доступ в систему PROMIS будет открыт только зарегистрированным и авторизованным пользователям, а права доступа будут различными для разных категорий клиентов системы (оператор системы, участник космического эксперимента, сторонний пользователь и

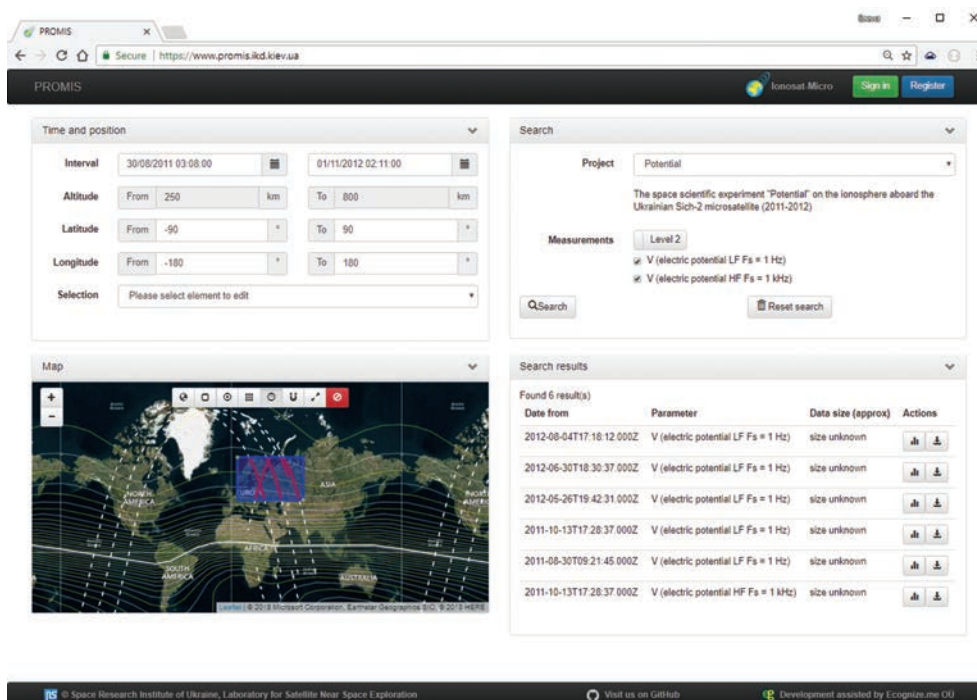


Рис. 4. Вид веб-интерфейса системы PROMIS

т. д.). Например, данные 1-го уровня могут быть доступны только участникам космического эксперимента, а данные 2-го уровня — всем пользователям (в зависимости от того, как это регламентируется политикой распространения данных космической миссии). Чтобы ознакомить широкую аудиторию с функционалом системы PROMIS, ограничения доступа и необходимость в регистрации временно отключены.

При разработке веб-интерфейса особый упор был сделан на том, чтобы обеспечить возможность поиска и предварительного просмотра данных до выполнения их загрузки на персональный компьютер (поскольку загрузка может оказаться довольно затратным процессом).

Отличительные особенности веб-интерфейса системы PROMIS следующие:

- пользователь может переключаться между спутниковыми проектами;

- пользователь может задать перечень интересующих его физических величин, а не только приборов, как это практикуется в большинстве подобных систем. Для примера сравним между собой две опции поиска одних и тех же данных: с использованием опции «зонд Ленгмюра» и с использованием опции «концентрация электронов». Первая опция звучит непонятно для неискущённого в технике космического эксперимента пользователя (тем более что зонды Ленгмюра на разных спутниках назывались по-разному, и соответственно по-разному именуются в каталогах экспериментальных данных). Вторая опция понятна всем;

- пользователь может задать интересующий его временной интервал наблюдений (по умолчанию — весь период реализации космического проекта). С этой целью можно вручную ввести дату и время суток (до секунд), а можно выбрать их на выпадающем календаре;

- пользователь может задать географическую область наблюдений (по умолчанию — весь глобус). Первый способ — путём задания соответствующих интервалов широт и долгот; при этом выделенная область автоматически отображается на карте. Вторым способом — нарисовать область на карте вручную. Для этого пользователю предоставлены графические инструменты построе-

ния прямоугольника, круга или произвольного полигона на карте Земли;

- помимо географических координат на карту по необходимости накладываются дополнительные геофизические сетки: геомагнитных координат, элементов магнитного поля Земли и пр.;

- карта земного шара доступна как в 2D-представлении (в проекции Меркатора, рис. 4), так и в 3D-представлении (глобус, рис. 5);

- после выполнения поиска данных система отображает на карте участки спутниковых орбит, которые удовлетворяют условиям поиска, и на которых были проведены измерения выбранных пользователем параметров. При наличии данных измерений за пределами зоны поиска, система подсказывает об этом, отображая пунктиром участки орбиты, соответствующий всему сеансу измерений (как показано на рис. 4 и 5);

- результаты поиска отображаются в виде таблицы с описанием выбранных данных, включающем наименование физического параметра, привязку файла данных ко времени (географическую привязку даёт трасса спутника на карте, как было описано выше) и оценку объёма данных. Далее пользователю предоставляются опции предварительного просмотра и скачивания данных. Пример реализации предварительного просмотра показан на рис. 6;

- файл данных для скачивания включает результаты измерений только внутри пространственно-временного окна, заданного пользователем, а не всего сеанса измерений соответствующего прибора (как это делается в большинстве аналогичных поисковых систем). Таким образом, у пользователя нет необходимости загружать данные сеанса измерений целиком, а потом выбирать из него нужные фрагменты записей данных; это за него выполняет система. Файлы данных генерируются в нескольких общепринятых форматах и снабжаются сопроводительной информацией.

В перспективе веб-интерфейс системы PROMIS планируется расширить в части отображения дополнительной информации (например, идентификации на карте ночных и дневных участков орбит и т. п.) и в части обеспечения функций интеллектуального анализа данных.

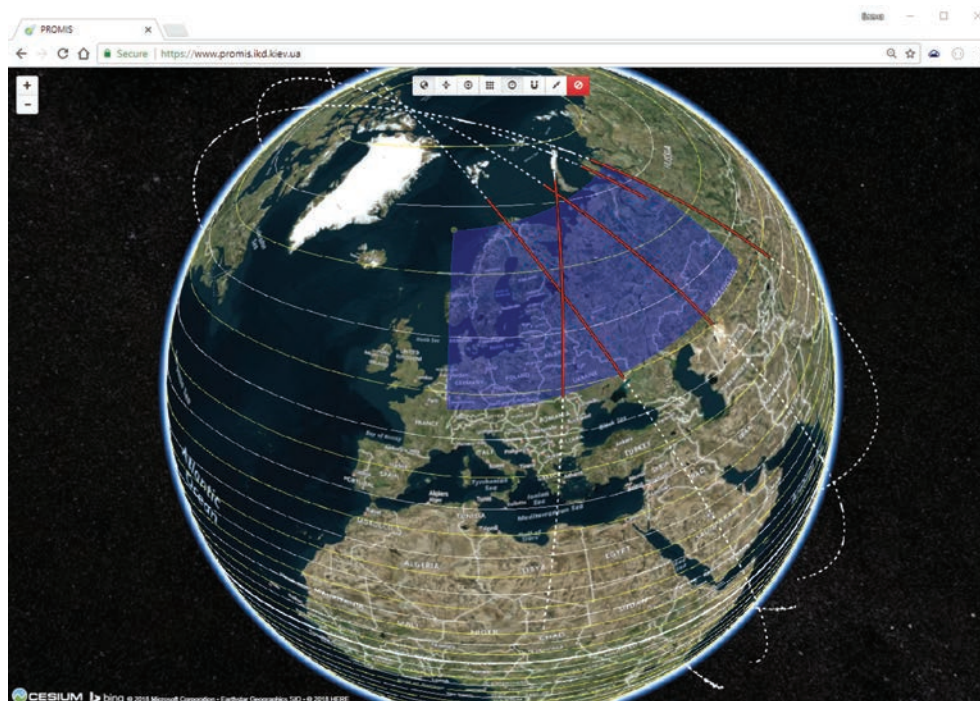


Рис. 5. Окно геопривязки данных в конфигурации 3D

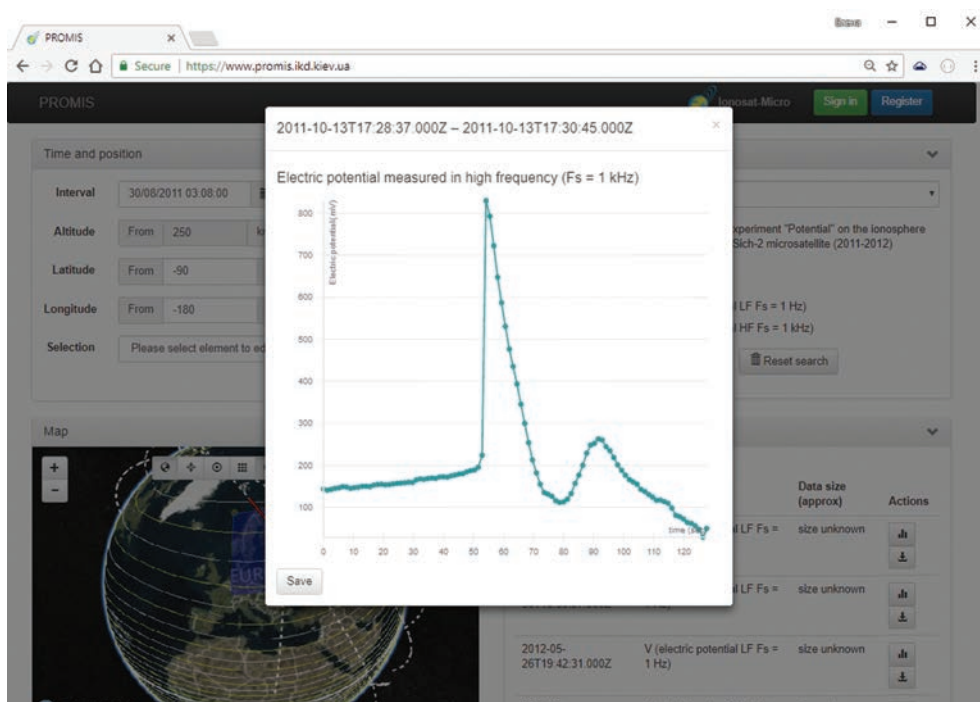


Рис. 6. Окно предварительного просмотра данных

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Мы представили описание новой платформы для системы сбора, многоуровневой обработки и поиска данных геокосмических спутниковых наблюдений. В ходе разработки мы преследовали ряд общих целей:

- обеспечить расширяемость системы таким образом, чтобы добавление новых цепочек данных (от других приборов и других космических аппаратов) осуществлялось унифицированно, посредством создания однотипных программных модулей и их добавления в систему;
- предложить экспертному сообществу разработать стандарт Геокосмического API;
- разработать и продемонстрировать перспективный веб-интерфейс геоинформационной системы (включая функционалы поиска и выбор-

ки данных, функционал предварительного просмотра данных, функционал генерации файлов данных для скачивания и т. д.).

На момент написания статьи система PROMIS доступна для ознакомления в бета-версии по ссылке <https://promis.ikd.kiev.ua>. Система загружена небольшим объёмом архивных данных разной структуры. Авторы статьи будут благодарны за выявленные программные ошибки, отзывы и пожелания по совершенствованию системы.

Работа выполнена при финансовой поддержке Национальной академии наук Украины в рамках договоров № 5-02/18 от 8.02.2018 и №5-02/19 от 11.02.2019 и Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» имени М. К. Янгеля» в рамках ОКР №530-18 от 12.07.2018.

ЛИТЕРАТУРА

1. Корепанов В. Є., Крючков Є. І., Лізунов Г. В., Федоренко А. К., Дудкін Ф. Л. Експеримент «Варіант» на супутнику «Січ-1М» — перші результати. *Космічна наука і технологія*. 2007. **13**, № 4. С. 10—17.
2. *Космический проект «Ионосат-Микро»: монография*. (Под общ. ред. С. А. Засухи, О. П. Фёдорова). Киев: Академ-периодика, 2013. 218 с.
3. Лизунов Г. В., Лукенюк А. А., Корепанов В. Е., Шендерук С. Г., Леонтьев А. Ю., Приймак А. И. Космический эксперимент «Потенциал» на спутнике «Сич-2». *Космічні дослідження в Україні*. 2010—2012. (Під ред. О. П. Федорова). Киев, 2012. С. 7—11.
4. HAPI Data Access Specification. URL: <https://github.com/hapi-server/data-specification/raw/master/hapi-2.1.0/HAPI-data-access-spec-2.1.0.pdf> (дата звернення 10.10.2019).
5. Milinevsky G., Yatskiv Ya., Degtyaryov O., Syniavskiy I., Mishchenko M., Rosenbush V., Ivanov Yu., Makarov A., Bovchaliuk A., Danylevsky V., Sosonkin M., Moskalov S., Bovchaliuk V., Lukenyuk A., Shymkiv A., Udodov E. New satellite project «Aerosol-UA»: remote sensing of aerosols in the terrestrial atmosphere. *Acta Astronautica*. 2016. **123**. P. 292—300.
6. Recommendation for space data system standards. URL: <https://public.ccsds.org/Pubs/102x0b5s.pdf> (дата звернення 10.10.2019).

Стаття надійшла до редакції 09.09.2019

REFERENCES

1. Korepanov V. Ye., Kriuchkov Ye. I., Lizunov G. V., Fedorenko A. K., Dudkin F. L. (2007). Experiment “Variant” onboard “Sich-1M” — the first results. *Space science and technology*, **13** (4), 10—17 [in Ukrainian].
2. Zasukha S. A., Fedorov O. P. (Eds). (2013). *Space Project “Ionosat-Micro”: monograph*. K.: Academiperidic [in Russian].
3. Lizunov G. V., Lukeniuk A. A., Korepanov V. Ye., Shenderuk S. G., Leontiev A. Yu., Priyimak A. I. (2012). Space experiment Potential onboard Sich-2 satellite. *Space science and technology*. 2010—2012, 7—11 [in Russian].
4. HAPI Data Access Specification. URL: <https://github.com/hapi-server/data-specification/raw/master/hapi-2.1.0/HAPI-data-access-spec-2.1.0.pdf> (Last accessed 10.10.2019).
5. Milinevsky G., Yatskiv Ya., Degtyaryov O., Syniavskiy I., Mishchenko M., Rosenbush V., Ivanov Yu., Makarov A., Bovchaliuk A., Danylevsky V., Sosonkin M., Moskalov S., Bovchaliuk V., Lukenyuk A., Shymkiv A., Udodov E. (2016). New satellite project “Aerosol-UA”: remote sensing of aerosols in the terrestrial atmosphere. *Acta Astronautica*. **123**. 292—300.
6. Recommendation for space data system standards. URL: <https://public.ccsds.org/Pubs/102x0b5s.pdf> (Last accessed 10.10.2019).

Received 09.09.2019

О. В. П'янкova¹, мол. наук. співроб.,

E-mail: el.piankova@gmail.com

Г. В. Лізунов¹, зав. лаб., канд. фіз.-мат. наук,

E-mail: georgii.lizunov@gmail.com

О. Г. Меланченко², провід. спец., канд. техн. наук,

E-mail: a.g.melanchenko@gmail.com

О. М. Протас³, IT-інженер

¹ Інститут космічних досліджень НАН України і ДКА України,
Прспект Академіка Глушкова 40, корп. 4/1, Київ, Україна, 03187

² ДП «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»,
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

³ Ecognize.me OÜ, Естонія

ІНФОРМАЦІЙНА СИСТЕМА ЗБОРУ, ОБРОБКИ ТА РОЗПОВСЮДЖЕННЯ ДАНИХ ДЛЯ ГЕОКОСМІЧНИХ СУПУТНИКОВИХ ПРОЕКТІВ

Напрямок сучасних космічних досліджень, що швидко розвивається, є фізика геокосмосу — фізика верхньої атмосфери, іоносфери і магнітосфери Землі. Специфіка баз даних геокосмічних супутникових проектів визначається характером проведених у космосі спостережень — тривалих сеансів реєстрації параметрів космічного середовища уздовж орбіти супутника (температури, концентрацій заряджених і нейтральних частинок, електричного і магнітного полів тощо; всього кілька десятків найменувань параметрів). Ці вимірювання прив'язуються до положення супутника, а пошук даних за запитом користувача відбувається за умови перетину орбітою супутника просторово-часового вікна, яке задається користувачем. Звідси випливають специфічні вимоги до структури бази даних, до її API та вебінтерфейсу. В Інституті космічних досліджень НАН України і ДКА України ведуться роботи зі створення центру збору, обробки і поширення супутникових даних, програмно-апаратний компонент якої отримав найменування PROMIS. Центр створюється в рамках підготовки місій «Іоносат-Мікро» і «Аерозоль-UA», але його ресурси також можуть бути використані для розміщення даних інших геокосмічних місій.

Мета статті — ознайомити експертну спільноту з влаштуванням інформаційної системи PROMIS (<https://promis.ikd.kiev.ua>) і отримати відгуки про зручність її використання та перспективи розвитку.

Ключові слова: космічний експеримент, обробка даних, інформаційна система, програмне забезпечення, вебдодаток.

О. В. Piankova¹, Junior researcher, E-mail: el.piankova@gmail.com

Г. В. Lizunov¹, Head of laboratory, Cand. Sci. in Phys. & Math., E-mail: georgii.lizunov@gmail.com

О. Г. Melanchenko², Leading specialist, Cand. Sci. in Tech., E-mail: a.g.melanchenko@gmail.com

О. Н. Protas³, IT engineer

¹ Space Research Institute of NASU and SSAU,
40, building 4/1, Akademika Hlushkova Ave, Kyiv, Ukraine, 03187,

² Yuzhnoye State Design Office,

3, Krivorizka Str., Dnipro, Ukraine, 49008

³ Ecognize.me OÜ, Estonia

INFORMATION SYSTEM FOR DATA COLLECTION, PROCESSING, AND DISTRIBUTION IN GEOSPACE PROJECTS

The physics of near-Earth space — the Earth's upper atmosphere, ionosphere, and magnetosphere — is a fast-growing field of modern space research. Databases of geospace projects must take into account the nature of the measurements consisting of a prolonged record of the space parameters along the satellite's orbit (temperature, neutral and charged particle densities, electric and magnetic field components, etc., more than several dozen variables in total). The measured data must be matched to the satellite's position (in contrast, let's say, to solar space telescope that only requires time matching). The user query to the data storage is therefore represented by both spatial and temporal constraints. This drives the need for a specific database, API (Application Programmer's Interface), and user interface structure.

A special centre for collection, processing, and distribution of satellite data is under development at the Space Research Institute of the NASU-SSAU (Ukraine). It is aimed, first of all, for the Ionosat-Micro and the Aerosol-UA projects but designed with an ability to host data from any geospace mission in mind.

The goal of this article is to introduce the structure of the core component of this centre — the PROMIS information system (abbreviated from PROCessed Measurements of Ionospheric Satellites), available at <https://promis.ikd.kiev.ua>, to the expert community and to get feedback and suggestions on further improvements to usability and functionality of this system.

Keywords: space experiment, satellite data, data processing, information system, software, web-application.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.01.048>

УДК 519.245:533.6.011.8

Л. Л. ПЕЧЕРИЦА, канд. физ.-мат. наук, старш. науч. сотруд.

Т. Г. СМЕЛАЯ, науч. сотруд.

E-mail: smelaya.t.g@nas.gov.ua

Институт технической механики НАН Украины и ГКА Украины,
ул. Лешко-Попеля 15, Днепро, Украина, 49005

ОПТИМИЗАЦИЯ СЕТОЧНОЙ СТРУКТУРЫ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СТАТИСТИЧЕСКОГО МЕТОДА ПРОБНЫХ ЧАСТИЦ В ЗАДАЧАХ РАЗРЕЖЕННОЙ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ

Невозможность получения аналитического решения интегродифференциального уравнения Больцмана в общей постановке стимулирует как постоянное развитие и совершенствование традиционно применяемых подходов, так и поиск новых возможностей решения этого уравнения. В области разреженной газовой динамики наиболее распространенным статистическим методом решения уравнения Больцмана является метод прямого статистического моделирования. Данная статья посвящена альтернативному ему статистическому методу пробных частиц (МПЧ).

Целью статьи является обзор ранее полученных результатов работы Института технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины по развитию МПЧ посредством перехода к расчетам на двухуровневых иерархических адаптивных сетках (ДИАС). В статье кратко изложены основные положения МПЧ и сделан обзор работ, в которых осуществлялись: выбор оптимальной расчетной сетки для МПЧ и алгоритма ее генерации; построение новых численных алгоритмов слежения за траекториями молекул при дискретизации расчетной области с помощью ДИАС; тестирование алгоритма МПЧ на выбранных сетках в двумерной постановке. Результаты расчетов газодинамических параметров в окрестности преград и коэффициентов лобового сопротивления сравнивались с другими результатами, полученными как численно, так и экспериментально. Высокое качество тестируемого расчетного алгоритма подтверждено хорошим соответствием сравниваемых результатов.

Использование усовершенствованных сеток дает существенные преимущества в применении МПЧ, значительно сокращая ресурсоёмкость алгоритма, что позволяет охватить более широкий диапазон расчетных режимов обтекания и перейти к решению качественно новых задач.

Разработанные алгоритмы могут использоваться при практических расчетах параметров воздействия внешней среды на космические аппараты сложной формы (в том числе на их отдельные элементы) в интервалах режимов от свободно-молекулярного до близкого к континуальному.

Ключевые слова: уравнение Больцмана, динамика разреженного газа, газодинамические параметры, метод пробных частиц, адаптивная иерархическая сетка, свободномолекулярный и переходный режимы.

Интегродифференциальное уравнение Больцмана [10] описывает статистическое распределение частиц в газе или жидкости и не имеет аналитического решения. Оно применимо для разреженных систем, где время взаимодействия

между частицами мало. Функция распределения, связывающая пространственные координаты, компоненты скорости и время, фактически зависит от интеграла столкновений, стоящего в правой части уравнения

Цитування: Печерица Л. Л., Смеляя Т. Г. Оптимізація сеточної структури при використанні статистичного методу пробних частиць в задачах разреженої газової динаміки. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 1 (122). С. 48—58. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.048>

$$\frac{\partial f}{\partial t} + \vec{\xi} \frac{\partial f}{\partial \vec{r}} = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_0^{2\pi} \int_0^{\infty} (f' f'_1 - f f_1) g b \cdot d\vec{b} \cdot d\vec{\varepsilon} \cdot d\xi_{x1} \cdot d\xi_{y1} \cdot d\xi_{z1}, \quad (1)$$

где t — время, $\vec{r}$ — радиус-вектор положения молекулы; $f = f(t, \vec{r}, \vec{\xi})$ и $f_1 = f(t, \vec{r}, \vec{\xi}_1)$ — функции распределения молекул со скоростями хаотического движения $\vec{\xi}$ и $\vec{\xi}_1$ до столкновения; $f' = f(t, \vec{r}, \vec{\xi}')$ и $f'_1 = f(t, \vec{r}, \vec{\xi}'_1)$ — функции распределения молекул со скоростями $\vec{\xi}'$ и $\vec{\xi}'_1$ после столкновения; $\vec{g} = \vec{\xi} - \vec{\xi}_1$; b и ε — прицельные параметры.

В интеграле столкновений интегрирование ведется по всем возможным значениям и направлениям относительных скоростей сталкивающихся молекул. Он определяет скорость изменения функции плотности распределения частиц вследствие столкновений между ними. Наиболее развитыми методами для вычисления интеграла столкновений являются статистические методы Монте-Карло [8, 9], поэтому именно на их основе зачастую строятся численные методы решения уравнения Больцмана, где искомое решение получается путем усреднения большого числа случайных событий. Методы Монте-Карло могут обеспечить любую желаемую степень точности решения уравнения (1), поскольку погрешность моделирования обратно пропорциональна корню квадратному из числа проводимых испытаний. Эти методы базируются на специальном численном статистическом итерационном процессе для нелинейного уравнения Больцмана [20, 21]. Сходимость применяемой в них итерационной схемы нельзя доказать, но можно продемонстрировать численно.

Поскольку количество проводимых испытаний зависит от требуемой точности результатов, важнейшими проблемными вопросами для методов Монте-Карло являются достижение хорошей статистики в ячейках расчетной сетки, необходимость большого количества вычислений и, как следствие, — большие временные затраты. При решении большинства задач газовой динамики при малых значениях числа Кнудсена к этим проблемам необходимо добавить скудность сравнительной базы, вызванной отсутствием

точного решения и затратностью получения экспериментальных данных для тел заданной геометрической формы.

В приложении к молекулярной газовой динамике есть несколько разновидностей методов Монте-Карло. Одна из них — метод пробных частиц (МПЧ), который получил обоснование в рамках общей теории методов Монте-Карло [7] и реализован в задачах аэродинамики [5, 6]. Дальнейшее развитие этого метода продолжили сотрудники Института технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, разработавшие соответствующие расчетные алгоритмы для решения стационарных задач динамики разреженного газа на равномерных прямоугольных структурированных расчетных сетках (РС) [2, 3, 12] для тел простой и сложной пространственной геометрической формы.

С помощью МПЧ можно успешно решать достаточно сложные задачи аэродинамического обтекания преград в широком диапазоне параметров. Данный метод заключается в моделировании хаотического движения пробных молекул, попадающих извне в расчетную область, заполненную полевыми молекулами. Моделирование движения пробных молекул по ячейкам РС является наиболее трудоемкой частью алгоритма МПЧ. Кроме многократных перелетов частиц по ячейкам расчетной области, происходят столкновения пробных молекул с полевыми частицами и с непроницаемыми поверхностями. Столкновения молекул моделируются по закону твердых упругих сфер, а отражение от преград — по диффузному закону. Алгоритм слежения за траекториями усложняется тем, что при каждом из вышеуказанных событий возникает необходимость определения порядкового номера ячейки перелета молекулы (в сквозном списке нумерации ячеек) по координатам месторасположения молекулы и направлению ее вектора скорости и наоборот.

Для сохранения структуры сетки вместо адаптации РС к границе расчетной области применяется методика полного погружения в сетку границ обтекаемой преграды. При этом определенная доля ячеек РС полностью или частично

попадают внутрь обтекаемого тела (или за пределы внешних границ). Поскольку форма расчетной области в задачах обтекания не является принципиальной, она задается удобной для аппроксимации внешних контуров прямоугольной формы, а её размер выбирается таким образом, чтобы полностью включить обтекаемую преграду и зону возмущения расчетных параметров задачи. Обеспечить отражение движущихся частиц газа от поверхности преграды можно, введя условие её непроницаемости [18].

При проведении большого количества испытаний столкновения и отражения молекул приводят к возмущению начального распределения газодинамических параметров (ГДП) в окрестности обтекаемой преграды, постепенному его изменению, и в конечном итоге — к стабилизации. Газодинамические параметры установившегося течения определяются путем осреднения по времени соответствующих моментов максвелловской функции распределения [2]. В процессе моделирования блужданий пробных молекул накапливается и запоминается общее время

$$\sum_{l=1}^K \Delta t_l$$

их пребывания в ячейке $N_{i,j,k}$ (K — количество всех пробных молекул, побывавших в ячейке $N_{i,j,k}$), а также их скорость $\xi_{i,j,k}$, изменение которой в течение времени обусловлено межмолекулярными столкновениями и взаимодействием с границами физического пространства. Для достаточно большого времени слежения за пробной молекулой с точностью до малых случайных ошибок можно полагать, что средняя плотность и скорость в ячейке $N_{i,j,k}$ равны

$$\langle n \rangle = \frac{\sum_{l=1}^K (\Delta t)_l \sum_{m=1}^6 P_m}{N \cdot \omega_{i,j,k}}, \quad \langle \xi \rangle = \frac{\sum_{l=1}^K (\xi \Delta t)_l}{\sum_{l=1}^K \Delta t_l},$$

где суммирование ведется только при попадании молекулы в рассматриваемую ячейку $N_{i,j,k}$, N — количество испытаний, $\omega_{i,j,k}$ — объем пространственной ячейки, $\sum_{m=1}^6 P_m$ — суммарный по-

ток молекул в расчетную область Ω со всех ее граней.

Для полного описания течения в окрестности преграды, кроме концентрации и скорости в ячейках расчетной области, определяется и температура потока. Необходимость определения температуры в ячейке обусловлена зависимостью диаметра эффективного сечения рассеяния сталкивающихся молекул от местной температуры T :

$$\sigma^2 = \frac{5}{16} \sqrt{\frac{RT}{\pi}} \frac{m_0}{\mu(T)},$$

где m_0 — масса молекулы, μ — вязкость, R — газовая постоянная.

Для одноатомного газа температура T в ячейке определяется из соотношения

$$\frac{3}{2} RT = \langle E_{tr} \rangle,$$

как функция средней кинетической энергии $\langle E_{tr} \rangle$ — поступательного движения в расчетной ячейке. Определение $\langle E_{tr} \rangle$ осуществляется путем осреднения кинетических энергий молекул по времени их пребывания в ячейке:

$$\langle E_{tr} \rangle = \frac{\sum_{l=1}^K (E_{tr} \Delta t)_l}{\sum_{l=1}^K \Delta t_l},$$

где

$$E_{tr} = \frac{1}{2} m_0 (v_x^2 + v_y^2 + v_z^2);$$

v_x , v_y , v_z — компоненты тепловой скорости пробной молекулы.

Основное требование к РС в МПЧ заключается в том, чтобы линейные размеры расчетных ячеек не превосходили местную длину свободного пробега λ . Несмотря на то что зоны повышенной концентрации (зоны больших градиентов и скачков уплотнения), как правило, занимают незначительную часть расчетной области, выполнение этого требования на равномерных РС приводит к большому числу ячеек РС.

Анализ разных типов РС, широко используемых для численного моделирования различных физических процессов, подробно изложен в работах [18, 19]. После изучения их особенностей,

достоинств и недостатков был сделан вывод, что для решения современных задач молекулярной газовой динамики МПЧ предпочтительными являются сетки иерархического типа, имеющие минимальное количество вложений. При этом на всех иерархических уровнях сетка должна быть структурированной и равномерной.

При одном уровне вложения (двухуровневая сетка) и фиксированном числе корневых ячеек конечный размер рабочих (вложенных) ячеек регулируется плотностью разбиения корневых ячеек РС. Кратность разбиения корневых ячеек удобнее всего поставить в зависимость от местных длин свободного пробега молекул λ , определяющих локальный режим течения. В этом случае размер вложенных ячеек будет скачкообразно изменяться от одной корневой ячейки к другой в зависимости от местных градиентов физических параметров полей течений.

Как было показано ранее [18, 19], сетка такого типа сохраняет структурированность и равномерность как на уровне разбиения расчетной области (на корневые ячейки), так и на локальном уровне (в пределах каждой корневой ячейки РС). Следует отметить, что на глобальном уровне эти свойства нарушаются, и сетка является неструктурированной. Двухуровневые иерархические неструктурированные сетки (ДИНС) сочетают в себе полезные качества двух противоположных типов сеток, что позволяет компенсировать недостатки каждой из них достоинствами другой и максимально удовлетворить основному требованию — возможности сгущать сетку в нужных зонах расчетной области, сохраняя при этом высокоэффективный доступ к соседним ячейкам РС. Неоспоримым преимуществом ДИНС является компактность хранения геометрических и физических данных задачи, простота и высокая скорость их построения, а также быстрота работы алгоритмов на их основе.

Использование ДИНС дает возможность сократить общее количество ячеек РС, сохраняя при этом требуемые размеры ячеек в зонах с малыми длинами свободного пробега λ . При этом уменьшается время моделирования блужданий пробных молекул на фоне полевых, которое составляет существенную часть общего расчетного

времени. В итоге ДИНС позволяют экономить машинную память и время счета без снижения точности получаемых результатов. Поэтому дальнейшее развитие МПЧ осуществлялось посредством реализации метода на неравномерных адаптивных сетках [4, 13—19].

Наглядным примером апробации алгоритма МПЧ при использовании неструктурированных двухуровневых сеток является задача осесимметричного обтекания сферы единичного радиуса [15]. Обтекание сферы является одной из наиболее изученных модельных задач, имеет аналитическое свободномолекулярное решение, для нее построены аппроксимационные зависимости и имеется достаточное количество экспериментальных данных в широком диапазоне режимов течения. Начальное поле параметров задавалось моноскоростным, соответствующим параметрам набегающего потока. Розыгрыш траекторий молекул осуществлялся со всех граней контрольного объема (взятого в виде цилиндрического сектора, соосного вектору скорости набегающего потока) и соответствовал максвелловскому.

При расчетах сеточная сходимость достигалась в результате проведения нескольких итераций, каждая из которых использовала результирующие поля ГДП предыдущей. Расчетная область разбивалась в продольном и радиальном направлениях. На первой итерации осуществлялось дополнительное трехкратное дробление базовых ячеек по каждому из направлений. На последующих итерациях количество шагов дробления базовых ячеек корректировалось в сторону увеличения.

Для данной задачи были проведены численные расчеты распределенных и интегральных газодинамических характеристик для разных режимов обтекания. При свободномолекулярном режиме линейные размеры ячеек начальной сетки не превышали локальных длин свободного пробега, поэтому в процессе счета сетка не корректировалась и совпадала с исходной равномерной сеткой. В переходном режиме обтекания ($Re_0 \approx 40$) формирование двухуровневой сетки в процессе проведения итераций показано на рис. 1, где контур сферы показан сплошной чер-

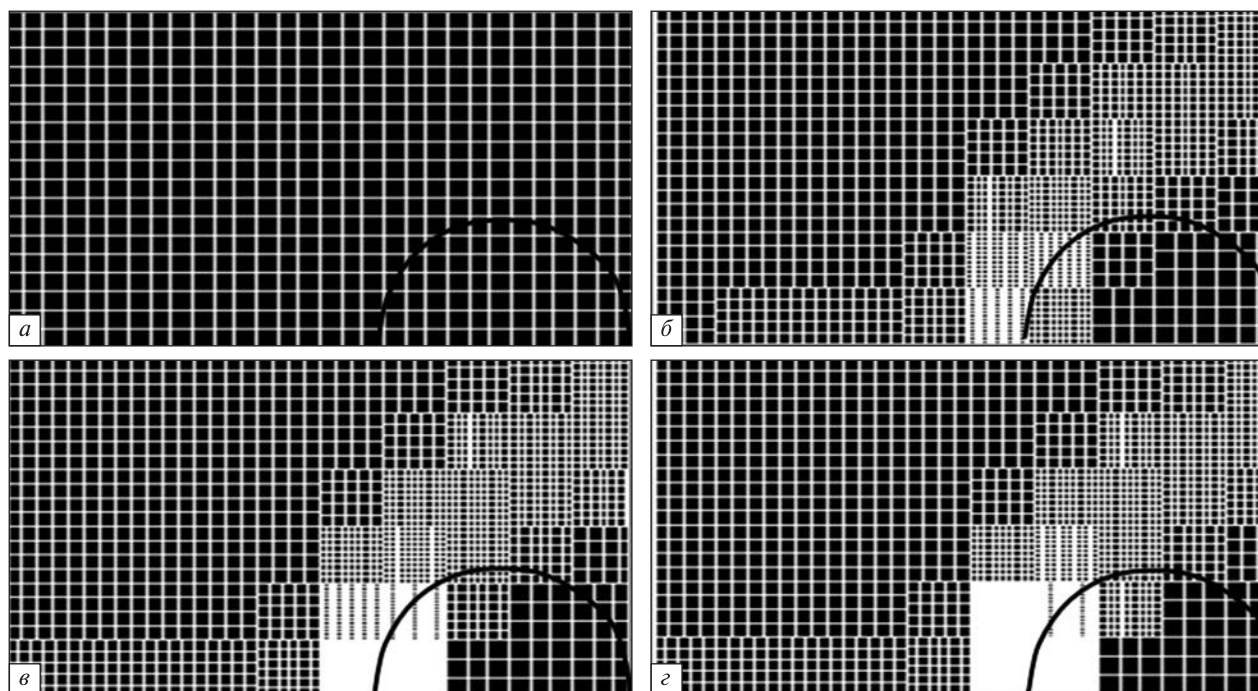


Рис. 1. Формирование сеточной структуры в окрестности сферы при проведении трех итераций ($Re_0 \approx 40$): *a* — исходная расчетная сетка, *б–г* — расчетная сетка после 1-й, 2-й и 3-й итераций соответственно

ной линией. На рис. 1, *a* приведена исходная РС, на рис. 1, *б–г* — РС, полученные в результате последовательного проведения трех итераций. Сеточная сходимость достигается на четвертой итерации (сетка аналогична сетке третьей итерации). Количество расчетных ячеек при этом увеличивается от 540 для начальной сетки до 4200 для двухуровневой сетки. Видно, что построенная двухуровневая сетка имеет неравномерное распределение густоты разбивки базовых ячеек. Как и ожидалось, наибольшему дроблению подвергаются базовые ячейки, находящиеся в зоне формирования ударной волны, и ячейки, приближенные к точке торможения.

Результирующие поля плотности ρ/ρ_∞ и скорости V/V_∞ , полученные МПЧ в результате четырех итераций на двухуровневой сетке, приведены на рис. 2: ρ/ρ_∞ — в верхней полуплоскости, V/V_∞ — в нижней полуплоскости.

Достоверность результатов МПЧ на ДИНС подтверждается хорошим соответствием интегральных характеристик. Задача по определению коэффициента лобового сопротивления C_x

покоящейся сферы в переходном режиме обтекания в методическом плане является одной из наиболее освещенных. В работе [10] опубликованы результаты экспериментальных измерений коэффициента лобового сопротивления сферы C_x в промежуточной области течения $10 \leq Re_0 \leq 10^4$ ($10^{-3} \leq Kn_\infty \leq 10$) для широкого диапазона чисел Маха ($5 \leq Ma_\infty \leq 12.5$) при гиперзвуковом обтекании двухатомным газом (воздух, азот). Сравнение результатов расчетов МПЧ с экспериментальными данными показано на рис. 3. Значения C_x , полученные на двухуровневой сетке с помощью МПЧ, обозначены квадратиками, а обобщающий экспериментальные данные доверительный интервал [10] — черными кривыми. Расчетные данные, соответствующие теории локального взаимодействия [1], применяемой для оценки аэродинамических характеристик на стадии эскизного проектирования, показаны черным маркером; штрихпунктирной линией обозначены предельные значения C_x . Как видно, расчетные значения C_x МПЧ на ДИНС ложатся в доверительный ин-

тервал диапазона разброса экспериментальных данных и удовлетворительно согласуются с данными теории локальности.

Переход к адаптивным сеткам открывает перспективу дальнейшего развития МПЧ и является не только актуальным, но и уникальным, поскольку дает возможность использования метода слежения за траекториями молекул в свободномолекулярном, переходном режиме и режимах, близких к континуальным. Эта возможность открывается при достаточном измельчении областей с физическими особенностями (имеющих большие градиенты газодинамических параметров), что обеспечивает в них выполнение необходимого условия применения разрабатываемого метода.

Переход к адаптивным сеткам включает в себя следующие этапы работы: выбор оптимальной РС при статистическом решении МПЧ основного кинетического уравнения Больцмана; выбор алгоритма генерации РС; построение новых численных алгоритмов слежения за траекториями молекул при дискретизации расчетной области с помощью адаптивной иерархической сетки; проведение численных экспериментов МПЧ в широком диапазоне расчетных параметров на неравномерной сетке в статистических задачах молекулярной газовой динамики; внедрение разработанных алгоритмов и программ при аэродинамическом сопровождении управляемых и спускаемых космических аппаратов.

Все теоретические результаты данной работы и соответствующие расчетные модели МПЧ [4, 13–19] являются новыми, не имеют аналогов и сравниваются с результатами, которые получены другими численными методами, с данными экспериментов и результатами МПЧ на равномерной прямоугольной сетке.

Перечислим основные полученные результаты:

- определены наиболее перспективные виды сеток для решения задач газовой динамики статистическим МПЧ — декартовы прямоугольные адаптивные регулярные сетки с применением для их организации иерархически-блочных структур [4, 18]. Такие сетки являются локально-структурированными, и в то же время имеют большую гибкость при дискретизации физической облас-

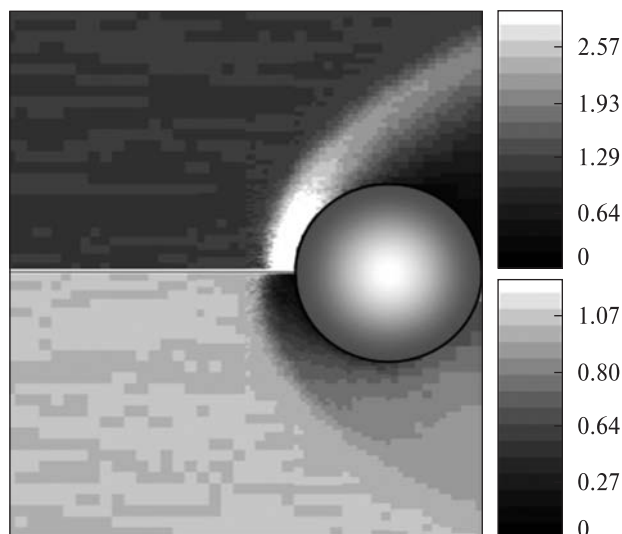


Рис. 2. Результирующие поля плотности ρ/ρ_∞ (вверху) и скорости V/V_∞ (внизу) на двухуровневой сетке ($Re_0 \approx 40$) после четырех итераций

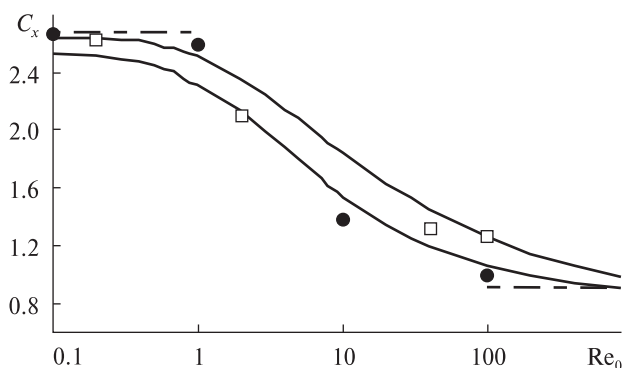


Рис. 3. Значения коэффициента C_x лобового сопротивления сферы, полученные с помощью метода пробных частиц (квадратики), сплошные линии — доверительный интервал [10], точки — расчет [1]

ти течения сложной формы. Они наиболее выигрышны как с точки зрения простоты алгоритма, так и по затратам машинного времени;

- разработан алгоритм дискретизации расчетной области с помощью иерархически-блочной двухуровневой сетки. Низкий уровень иерархической глубины РС позволяет достаточно быстро строить такие сетки, максимально сохраняя простоту их обхода. Компактная организация расчетной области обеспечивает высокоэффек-

тивный доступ к соседним ячейкам и быструю обработку данных [18];

- разработан алгоритм итерационного построения адаптивной иерархически-блочной двухуровневой сетки, заключающийся в поэтапном перестроении результирующей РС (корректировки дробления базовых ячеек) вплоть до стабилизации полученных сеточных разбиений и расчетных полей газодинамических параметров [13, 16, 19]. Контроль над сходимостью результатов может осуществляться как численно, так и визуально на основании их графических отображений. Получены изображения, наглядно демонстрирующие поэтапное формирование двухуровневой неструктурированной сетки [14, 15];

- разработан алгоритм моделирования траекторий движения молекул МПЧ в расчетном поле, дискретизированном при помощи адаптивных блочно-структурированных сеток [19];

- показано, что альтернативой адаптации любых сеток к твердым границам расчетной области является ввод условия непроницаемости на границе с поверхностью [17, 18]. Преимуществом такого подхода является сохранение структуры сетки и возможность задания удобной формы расчетной области. При данном подходе сетка накладывается на геометрию преграды, а параметры отраженных молекул не зависят от формы приграничных ячеек;

- проверена работоспособность алгоритма итерационного построения двухуровневых блочно-структурированных сеток и алгоритма моделирования траекторий пробных частиц на таких сетках путем тестирования на задачах внешнего осесимметричного обтекания простых тел (сферы, конуса при нулевом угле атаки, перпендикулярной к набегающему потоку круглой пластины) для различных режимов обтекания [15]. Установлено соответствие полученных результатов имеющимся расчетным данным для равномерной прямоугольной сетки, имеющей ячейки аналогичного размера и формы, с результатами, полученными другими численными методами и данными экспериментов;

- с помощью разработанных рабочих алгоритмов численно смоделирован поставленный ранее натурный эксперимент гиперзвукового

обтекания сложного осесимметричного тела [14]. Полученные результаты полностью совпадают с имеющимися данными для равномерной РС и согласуются с опубликованными экспериментальными данными, что свидетельствует о высоком качестве тестируемого расчетного алгоритма;

- показаны существенные преимущества использования адаптивной двухуровневой блочно-структурированной РС по сравнению с использовавшейся ранее равномерной прямоугольной РС, позволяющие экономить машинные ресурсы (оперативную память и расчетное время) и при этом сохранять высокое качество полученных результатов [14, 15].

Проведенная работа носит как теоретический, так и прикладной характер. Разработанные методики и алгоритмы реализованы в программном обеспечении. Полученные результаты являются новыми и могут быть использованы в расчетах параметров собственной внешней атмосферы, а также силового и теплового воздействия на космические аппараты сложной формы и элементы их поверхностей, как при свободномолекулярном режиме обтекания, так и в режимах, близких к континуальному. Применение разработанной методики использования адаптивных сеток в МПЧ позволяет существенно экономить необходимые машинные ресурсы при разработке и эксплуатации объектов ракетно-космической техники.

Выводы. Объектом исследования является решение интегродифференциального уравнения Больцмана статистическим методом пробных частиц. Предметом исследования являются новые численные алгоритмы, обеспечивающие реализацию МПЧ на неравномерных сетках и их применение для решения проблем динамики разреженного газа и молекулярной газовой динамики.

Оптимальными для моделирования течений разреженного газа МПЧ являются адаптивные иерархические сетки, максимально сохраняющие свойства упорядоченности во всей расчетной области. В статье сделан обзор работ, в которых осуществлялись: выбор оптимальной расчетной сетки для МПЧ; разработка algo-

ритма ее генерации; адаптация к геометрии непроницаемых поверхностей; моделирование траекторий движения молекул на выбранной сеточной структуре; апробация разработанных алгоритмов и сравнение полученных результа-

тов с имеющимися экспериментальными и расчетными данными. Реализация МПЧ на неравномерных адаптивных сетках дает возможность существенного расширения диапазона решаемых задач.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алексеева Е. В., Баранцев Р. Г. *Локальный метод аэродинамического расчета в разреженном газе*. Ленинград : ЛГУ, 1976.
2. Басс В. П., Печерица Л. Л. Аэрогазодинамические характеристики КА «Сич-2» на этапе входа в плотные слои атмосферы Земли. *Техническая механика*. 2010. № 3. С. 3—10.
3. Басс В. П., Печерица Л. Л. Численное решение трехмерных задач динамики разреженного газа. *Техническая механика*. 2010. № 2. С. 38—51.
4. Басс В. П., Печерица Л. Л., Смелая Т. Г. Использование неструктурированных сеток для моделирования течений разреженного газа. *Модели и методы аэродинамики*: Матер. докл. 12 междунар. школы-семинара (Москва, 2012). М., 2012. С. 22—23.
5. Власов В. И. Улучшение метода статистических испытаний (Монте-Карло) для расчета течений разреженных газов. *Докл. АН СССР*. 1966. 167(5). С. 1016—1018.
6. Власов В. И. Консервативный вариант метода пробных молекул (Монте-Карло). *Численные и аналитические методы в динамике разреженных газов*: Тр. VIII Всесоюз. конф. Москва, 1986. С. 81—85.
7. Григорьев Ю. Н. Численные методы механики сплошной среды. *ВЦ СО АН СССР*. 1971. 2(4). С. 101—107.
8. Гусев В. Н., Егоров И. В., Ерофеев А. И., Провоторов В. П. Верификация моделей и методов в динамике разреженных газов. *Изв. РАН. Мех. жидкости и газа*. 1999. № 2. С. 129—134.
9. Егоров И. В., Ерофеев А. И. Сопоставление моделирования гиперзвукового обтекания плоской пластины на основе метода Монте-Карло и уравнений Навье-Стокса. *Изв. РАН. Мех. жидкости и газа*. 1997. № 1. С. 133—145.
10. Коган М. Н. *Динамика разреженного газа. Кинетическая теория*. М.: Наука, 1967.
11. Кошмаров Ю. А., Рыжов Ю. А. *Прикладная динамика разреженного газа*. М.: Машиностроение, 1977.
12. Палий А. С., Печерица Л. Л. Применение метода пробных частиц к аэродинамическому расчету КА. *Техническая механика*. 2017. № 3. С. 64—70.
13. Печерица Л. Л. Моделирование течений разреженного газа методом пробных частиц на двухуровневой локально-структурированной сетке. *Тези доп. 15-ї Укр. конф. з космічних досліджень* (24—28 серпня 2015). Київ, 2015. С. 114.
14. Печерица Л. Л., Смелая Т. Г. Численное моделирование осесимметричного обтекания протяженного составного тела методом пробных частиц с использованием иерархических сеток. *Техническая механика*. 2016. № 2. С. 64—70.
15. Печерица Л. Л., Смелая Т. Г. Численное моделирование осесимметричного обтекания тел простой формы с использованием иерархических сеток. *Техническая механика*. 2016. № 1. С. 95—102.
16. Печерица Л. Л., Смелая Т. Г., Петрушенко Н. В. Построение оптимальных алгоритмов реализации метода пробных частиц в динамике разреженных газов. *Современные проблемы динамики разреженных газов*: Матер. IV-й Всероссийской конф. (26—29 июля 2013). Новосибирск, 2013. С. 164—166.
17. Смелая Т. Г. Адаптация расчетных сеток к геометрии обтекаемых преград. *Тези доп. 14-ї Укр. конф. з космічних досліджень* (8—12 вересня 2014). Київ, 2014. С. 99.
18. Смелая Т. Г. Выбор расчетной сетки при моделировании течений разреженного газа методом пробных частиц. *Техническая механика*. 2013. № 1. С. 45—60.
19. Смелая Т. Г. Неструктурированные сетки и их применение при численном моделировании методом пробных частиц. *Техническая механика*. 2015. № 4. С. 155—168.
20. Хвильенд Дж. К. Решение двух задач о молекулярном течении методом Монте-Карло. *Вычислительные методы в динамике разреженных газов*. М.: Мир, 1969. С. 7—115.
21. Haviland I. K., Lavin M. L. Application of the Monte-Carlo method to heat transfer in a rarefied gas. *Phys. Fluids*. 1962. 5(11). P. 1399—1405.

Стаття надійшла до редакції 29.03.2019

REFERENCES

1. Alexeeva E. V., Barantsev R. G. (1976). *Local method of aerodynamic calculation in rarefied gas*. Leningrad: LSU [in Russian].
2. Bass V. P., Pecheritsa L. L. (2010). Aerogasdynamic characteristics of “Sich-2” satellite while entering Earth’s atmosphere. *Technical Mechanics*, **3**, 3–10 [in Russian].
3. Bass V. P., Pecheritsa L. L. (2010). Numerical solution of three-dimensional tasks of the rarefied gas dynamics. *Technical Mechanics*, **2**, 38–51 [in Russian].
4. Bass V. P., Pecheritsa L. L., Smila T. G. (2012). Application of the unstructured grids for the simulation of the rarefied gas flows. *The Models and Methods of the Aerodynamics: Proc. 12th International School-Seminar*. Moscow, 2012. P. 22–23 [in Russian].
5. Vlasov V. I. (1966). Improvement of statistical tests method (Monte-Carlo) for the calculation of the rarefied gases flows. *Paper of the Academy of Sciences of USSR*, **167**(5), 1016–1018 [in Russian].
6. Vlasov V. I. (1986). Conservative variant of test particle method (Monte-Carlo). *Numerical and Analytical Methods in the Rarefied Gas Dynamics: Proc. from 8th All-Union Conference on Rarefied Gas Dynamics* (1986). Moscow, 81–85 [in Russian].
7. Hryhoriev Yu. N., Ivanov M. S., Haritonova N. M. (1971). The Numeral methods of continuum mechanics. *Computing Center of the Siberian Branch of the USSR Academy of Sciences*, **2**(4), 101–107 [in Russian].
8. Gusev V. N., Yehorov I. V., Yerofeev A. I., Provotorov V. P. (1999). Verification of models and methods in the rarefied gas dynamics. *Bulletin of the Russian Academy of Sciences. Fluid mechanics*, **2**, 129–134 [in Russian].
9. Yehorov I. V., Yerofeev A. I. (1997). Comparison of numerical simulation of hypersonic flow around the flat plate on the basis of the Monte-Carlo method and Navier-Stokes equations. *Bulletin of the Russian Academy of Sciences. Fluid mechanics*, **1**, 133–145 [in Russian].
10. Kogan M. N. (1967). *Rarefied gas dynamics. Kinetic theory*. Moscow: Nauka [in Russian].
11. Koshmarov Yu. A., Ryzhov Yu. A. (1977). *Applied dynamics of rarefied gas*. Moscow: Mashinostroenie [in Russian].
12. Paliy O. S., Pecheritsa L. L. (2017). Application of the test particles method to the SV aerodynamics computation. *Technical Mechanics*, **3**, 64–70 [in Russian].
13. Pecheritsa L. L. (2015). Simulation of the rarefied gas flows by the test particles method on the two-tier locally-structured grid. *Abstracts of 15th Ukrainian conference on Space Research*. (Kyiv, 2015). Kyiv. P. 114 [in Russian].
14. Pecheritsa L. L., Smila T. G. (2016). The numeral simulation of the axisymmetrical flow around extended compound body by test particles method with the use of hierarchical grids. *Technical Mechanics*, **2**, 64–70 [in Russian].
15. Pecheritsa L. L., Smila T. G. (2016). The numeral simulation of the axisymmetrical flow around simply-shaped bodies with the use of hierarchical grids. *Technical Mechanics*, **1**, 95–102 [in Russian].
16. Pecheritsa L. L., Smila T. G., Petrusenko N. V. (2013). Optimal algorithms construction of the test particles method realization in the rarefied gas dynamics. *Modern Problems of the Rarefied Gas Dynamics: Proc. from the 4th All-Russian Conf.* (Novosibirsk, 2013). Novosibirsk, 164–166 [in Russian].
17. Smila T. G. (2014). Adaptation of calculating grids to geometry of the streamlined obstacles. *Abstracts of 15th Ukrainian conference on Space Research* (Kyiv, 2014). Kyiv, 99 [in Russian].
18. Smila T. G. (2013). Choice of calculation grid at the simulation of the rarefied gas flows by the test particles method. *Technical Mechanics*, **1**, 45–60 [in Russian].
19. Smila T. G. (2015). Unstructured grids and their application at the numeral simulation by the test particles method. *Technical Mechanics*, **4**, 155–168 [in Russian].
20. Haviland J. K. (1969). Solution of two tasks on a molecular flow by the Monte-Carlo method. *The computing methods in the rarefied gases dynamics*. Moscow: Mir, 7–115 [in Russian].
21. Haviland J. K. (1962). Application of the Monte-Carlo method to heat transfer in a rarefied gas. *Phys. Fluid*, **5**(11), 1399–1405.

Received 29.03.2019

Л. Л. Печериця, канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.

Т. Г. Сміла, наук. співроб.,

E-mail: smelaya.t.g@nas.gov.ua

Інститут технічної механіки НАН України і ДКА України,

вул. Лешко-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005

ОПТИМІЗАЦІЯ СІТКОВОЇ СТРУКТУРИ ПРИ ВИКОРИСТАННІ СТАТИСТИЧНОГО МЕТОДУ ПРОБНИХ ЧАСТОК У ЗАДАЧАХ РОЗРІДЖЕНОЇ ГАЗОВОЇ ДИНАМІКИ

Неможливість отримання аналітичного рішення інтегродиференційного рівняння Больцмана в загальній постановці стимулює як постійний розвиток і вдосконалювання традиційно вживаних підходів, так і пошук нових можливостей розв'язку цього рівняння. В області розрідженої газової динаміки найбільш поширеним статистичним методом розв'язування рівняння Больцмана є метод прямого статистичного моделювання. Ця робота присвячена альтернативному йому статистичному методу пробних часток (МПЧ).

Метою статті є огляд раніше отриманих результатів роботи Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України з розвитку МПЧ через перехід до розрахунків на дворівневих ієрархічних адаптивних сітках (ДІАС). У статті стисло викладено основні положення МПЧ і зроблено огляд робіт, у яких здійснювалися: вибір оптимальної розрахункової сітки для МПЧ та алгоритму її генерації; побудова нових чисельних алгоритмів стеження за траєкторіями молекул, якщо дискретизація розрахункової області здійснюється за допомогою ДІАС; тестування алгоритму МПЧ на вибраних сітках у двовимірній постановці. Результати розрахунків газодинамічних параметрів навколо перешкод і коефіцієнтів лобового опору порівнювалися з іншими результатами, отриманими як чисельно, так і експериментально. Висока якість тестованого розрахункового алгоритму підтверджена хорошою відповідністю порівнюваних результатів.

Використання вдосконалених сіток дає істотні переваги в застосуванні МПЧ, значно скорочуючи ресурсомісткість алгоритму, що дозволяє охопити ширший діапазон розрахункових режимів обтікання й перейти до розв'язування якісно нових завдань.

Розроблені алгоритми можуть використовуватися при практичних розрахунках параметрів дії зовнішнього середовища на космічні апарати складної форми в інтервалах режимів (у тому числі на їхні окремі елементи) від вільномолекулярного до близького до континуального.

Ключові слова: рівняння Больцмана, динаміка розрідженого газу, газодинамічні параметри, метод пробних часток, адаптивна ієрархічна сітка, вільномолекулярний і перехідний режими.

L. L. Pecheritsa, Cand. Sci. in Phys. & Math., Senior researcher

T. G. Smelaya, Researcher,

E-mail: smelaya.t.g@nas.gov.ua

Institute of technical mechanics of NASU and SSAU,

15, Leshko-Popel Str., Dnipro, Ukraine, 49005

GRID STRUCTURE OPTIMIZATION BY THE TEST PARTICLE METHOD IN THE TASKS OF RAREFIED GAS DYNAMICS

The inability to obtain the analytical solution of the integro-differential Boltzmann equation in general formulation stimulates both the continuous development and improvement of the traditionally used approaches and the search for new possibilities of the solution of this equation. In rarefied gas dynamics, the most widespread statistical method of the Boltzmann equation solution is the method of the direct Monte Carlo simulation. This article is devoted to the alternative statistical method of test-particle simulations (MTPS).

The paper aims to review previously obtained results of the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine on MTPS development applying two-tier hierarchical adaptive grids. The article summarizes the main features of MTPS and gives the overview of works, which included the choice of the optimal computational grid for MTPS and its generation algorithm, the creation of new numeric algorithms for the tracking of molecule paths during the computational domain discretization using two-tier hierarchical adaptive grids, testing the MTPS algorithm with chosen grids at the 2D setting. Calculation results of the gas dynamic parameters in the vicinity of obstacles and

drag coefficients were compared with other results obtained both numerically and experimentally. The high quality of the tested computational algorithm is confirmed by the good accordance with the compared results.

The use of the improved grids brings undeniable benefits in the application of MTPS, significantly reducing algorithm requirements to the resource. That allows you to cover a wider range of calculated flow regime and move on to solving new problems.

The developed algorithms can be used in practical calculations of parameters of the environmental impact on spacecraft with complex shapes (including their parts) in the intervals of regimes from free molecular to near to transitional.

Keywords: Boltzmann equation, the rarefied gas dynamics, gas-dynamic parameters, the test particles method, adaptive hierarchical grids, free molecular and transitional regimes.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.01.059>
УДК 551.510.42

Н. С. МЕТЕЛЬСКАЯ¹

старш. науч. сотруд., канд. физ.-мат. наук,
E-mail: nata.miat@gmail.com

А. И. БРИЛЬ¹

вед. науч. сотруд., канд. физ.-мат. наук

А. П. ЧАЙКОВСКИЙ¹

зав. Центром, канд. физ.-мат. наук,

А. С. ФЕДОРЕНКО¹

науч. сотруд.

Г. П. МИЛИНЕВСКИЙ^{2,3}

зав. лаб., глав. науч. сотруд., д-р физ.-мат. наук

E-mail: genmilinevsky@gmail.com

¹ Гос. науч. учр. «Институт физики имени Б. И. Степанова НАН Беларуси»,
Пр-т Независимости 68-2, Минск, Республика Беларусь, 220072

² Киевский национальный университет имени Тараса Шевченко,
ул. Владимирская 60, Киев, Украина, 01033

³ Главная астрономическая обсерватория НАН Украины,
ул. Академика Заболотного 27, Киев, Украина, 03143

КОМПЛЕКСНЫЙ СПУТНИКОВЫЙ И НАЗЕМНЫЙ РЕГИОНАЛЬНЫЙ МОНИТОРИНГ АТМОСФЕРНОГО АЭРОЗОЛЯ ЛИДАРНЫМИ И РАДИОМЕТРИЧЕСКИМИ СИСТЕМАМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АССИМИЛЯЦИИ ДАННЫХ

Алгоритм обработки данных комбинированных наземных измерений лидаров и радиометров модифицирован для комплексной обработки данных наземных радиометров и космического лидара, что позволяет расширить область применения метода лидарно-радиометрического зондирования. В настоящей работе для комплексной обработки данных использовались совмещённые в пространстве и времени измерения радиометрами сети AERONET и космическим лидаром CALIOP/CALIPSO. Сигналы обратного рассеяния лидара CALIOP усреднялись по выборке индивидуальных лидарных измерений на отрезке траектории спутника в окрестностях станции AERONET. Длина отрезка составляла примерно 100...200 км, что соответствует выборкам из 300...600 измерений, позволяющих существенно уменьшить вклад шумов в сигналах CALIOP. Для валидации такого подхода проводился комплексный LRS-эксперимент, в рамках которого использовались совпадающие во времени и пространстве наземные многоволновые лидарные измерения, измерения лидаром CALIOP и радиометрические измерения в сети AERONET. Для дальнейшего расширения области применения метода лидарно-радиометрического зондирования использована оптимальная интерполяция по данным наблюдений на станциях AERONET и результатам расчёта по химико-транспортной модели GEOS-Chem. В разработанном приложении метода оптимальной

Цитування: Метельская Н. С., Бриль А. И., Чайковский А. П., Федоренко А. С., Милиневский Г. П. Комплексный спутниковый и наземный региональный мониторинг атмосферного аэрозоля лидарными и радиометрическими системами с использованием ассимиляции данных. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 1 (122). С. 59—71. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.059>

интерполяции учитываются как пространственные, так и временные корреляционные зависимости значений наблюдений. Построены пространственные и временные корреляционные зависимости содержания аэрозоля в атмосфере восточно-европейского региона. Оптимальная интерполяция данных наблюдений с учётом среднестатистических значений и результатов моделирования позволяет получить наименьшую погрешность оценки в применении к ассимиляции данных радиометрических наблюдений.

Ключевые слова: аэрозоль, лидарно-радиометрическое зондирование, химико-транспортная модель GEOS-Chem, оптимальная интерполяция.

ВВЕДЕНИЕ

В последние годы комплексное лидарное и радиометрическое зондирование (Lidar&Radiometric Sounding, LRS) становится одним из основных методов исследования атмосферы, позволяющих определять высотные распределения оптических параметров аэрозоля, в том числе концентраций аэрозольных мод в неоднородном атмосферном слое [5, 7]. Программная реализация этого метода (код LIRIC [7]) активно используется на станциях Европейской лидарной сети EARLINET, оснащенных солнечными фотометрами/радиометрами сети AERONET [12, 20].

В настоящее время более 400 солнечных радиометров AERONET [9, 13] осуществляют регулярные наблюдения в различных геофизических регионах. В то же время число лидарных систем, обладающих необходимыми техническими характеристиками для проведения измерений LRS и расположенных совместно с радиометрами AERONET, на порядок меньше. Кроме того, в ближайшем будущем не ожидается значительного увеличения количества комбинированных лидарных и радиометрических станций. Сравнительно небольшое количество совмещенных лидарных и радиометрических станций ограничивает возможности метода LRS для целей глобального мониторинга атмосферного аэрозоля наземными средствами.

Реальной возможностью расширить область применения LRS является использование измерений спутниковых многоволновых лидаров, таких как CALIOP на борту спутника CALIPSO [19]. Основной восстанавливаемой характеристикой аэрозолей с помощью алгоритмов группы CALIOP являются высотные распределения коэффициентов ослабления (aerosol extinction

profiles) [18]. Для получения дополнительной информации об аэрозолях в настоящей работе выполнена комплексная LRS-обработка данных совмещённых (в пространстве и времени) измерений космическим лидаром CALIOP и радиометрами сети AERONET. В работе будет описана процедура обработки комбинированных данных AERONET/CALIOP и приведён пример сопоставления вертикальных профилей концентраций мелкодисперсной и крупнодисперсной фракций аэрозоля, восстановленных по данным двух типов совместных измерений: 1) наземного радиометра и наземного лидара; 2) наземного радиометра и космического лидара CALIOP.

Совмещённые в пространстве и времени AERONET/CALIOP данные составляют крайне малую долю всех доступных измерений AERONET и CALIOP. Для увеличения этой доли с целью дальнейшего расширения области применения LRS возможно использование методов ассимиляции данных, позволяющих восстанавливать поля элементов в узлах некоторой регулярной сетки по данным, полученным в пунктах наблюдений. Одним из наименее затратных с вычислительной точки зрения является метод оптимальной интерполяции. В методе используются результаты моделирования и статистическая связь между значением рассматриваемой величины в точке оценивания и значением величины в пространственно-временных точках, для которых известны результаты наблюдений.

Ниже будет описан метод оптимальной интерполяции по данным наблюдений на станциях AERONET и результатам расчёта по химико-транспортной модели GEOS-Chem [4] и приведены результаты оценивания распределения объёмной концентрации аэрозоля в восточно-европейском регионе.

СИНЕРГИЯ НАЗЕМНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ РАДИОМЕТРИЧЕСКИХ И ЛИДАРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Первоначально LRS-алгоритм и реализующее его программное обеспечение LIRIC [7] были разработаны для обработки данных комбинированных наземных измерений лидаров и радиометров. В алгоритме предполагается, что лидар обеспечивает измерения сигнала обратного рассеяния на трех длинах волн (355, 532 и 1064 нм) или на двух длинах волн с поперечной и параллельной составляющими поляризации лидарного сигнала для одной из длин волн.

В алгоритме аэрозоль моделируется в виде смеси K аэрозольных мод, состоящей из сферических и сфероидальных частиц, для которых функции распределения объёма по размерам $dV_k(r)/d\ln(r)$, $k=1, \dots, K$, а также комплексный показатель преломления n одинаковы для различных типов частиц. Доля сферических частиц в аэрозольной смеси («сферичность») полагается не зависящей от размеров частиц. Аэрозольный слой характеризуется двумя наборами параметров: а) интегральными параметрами, описывающими аэрозольный слой в целом, включая распределение аэрозольных мод по размерам, их общее содержание (интегральные концентрации), комплексный показатель преломления и «сферичность»; а также б) изменяющимися по высоте h концентрациями аэрозольных мод.

На основе функции распределения частиц по размерам выделяются две фракции аэрозоля (мелкодисперсная и крупнодисперсная) с граничным радиусом порядка 0.5 микрометра, как это принято в алгоритме восстановления характеристик аэрозоля научной группы AERONET [8]. Распределение частиц по размерам для каждой фракции и показатель преломления аэрозоля считаются независимыми от высоты. Если доступны измерения компонентов поперечной и параллельной поляризации сигналов, сферические и несферические частицы крупнодисперсной моды рассматриваются в алгоритме как разные фракции. Космический лидар CALIOP обеспечивает измерения полного сигнала обратного рассеяния на двух длинах волн (532 и 1064 нм), а также интенсивности поперечно-по-

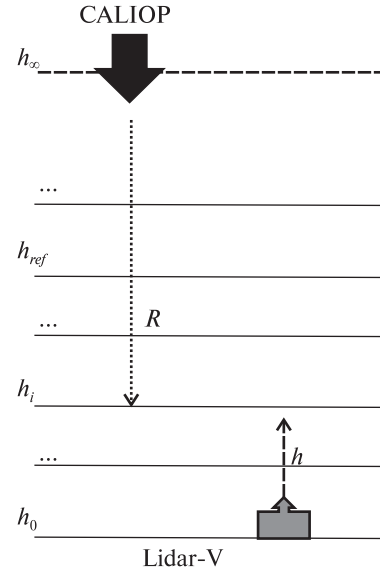


Рис. 1. Схемы измерений космическим лидаром CALIOP и виртуальной системой «Lidar-V»

ляризованного компонента сигнала на длине волны 532 нм. В работе [2] было показано, что восстановленные профили концентрации для $K=3$ или 2 претерпевают лишь незначительные изменения после исключения из входного набора данных лидарного сигнала на длине волны 355 нм. Это даёт основания полагать, что данные CALIOP достаточны для определения параметров аэрозоля с помощью алгоритма LRS и пакета программ типа LIRIC.

Структура исходного кода LIRIC (включая интерфейс и процедуры обработки данных) учитывает тот факт, что и радиометр, и лидар находятся на уровне земли. Для минимизации изменений структуры кода при обработке комбинированных данных AERONET/CALIOP лидарные сигналы, измеренные CALIOP на уровне h_∞ (высота орбиты спутника CALIPSO), преобразуются в сигналы виртуальной системы «Lidar-V» [4] на уровне земли (рис. 1).

Умноженный на квадрат расстояния лидарный сигнал CALIOP $S_{C,j}^*(R_i) = P_{C,j}(\lambda_j, R_i) R_i^2$ можно записать с помощью следующего уравнения:

$$\begin{aligned} S_{C,j}^*(R_i) &= E_{C,j} \xi_{C,j} \beta_j(\lambda_j, R_i) T_j^2(\lambda_j, R_i) = \\ &= E_{C,j} \xi_{C,j} \beta_j(\lambda_j, R_i) \frac{T_j^2(\lambda_j, R_{h_0})}{T_j^2(\lambda_j, R_{h_0, h_i})}, \end{aligned} \quad (1)$$

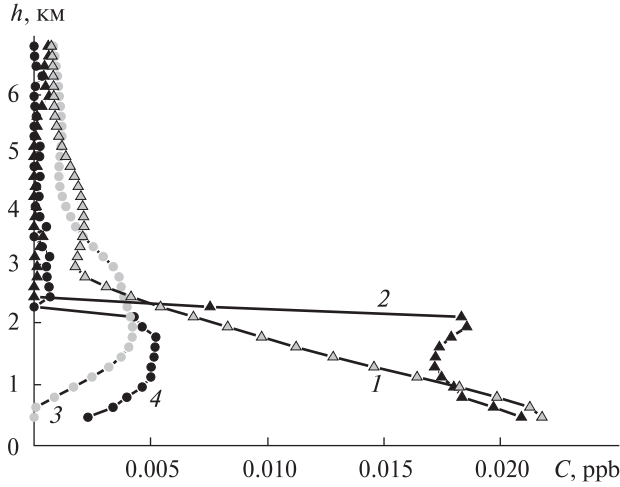


Рис. 2. Сопоставление профилей концентраций крупнодисперсной (1, 2) и мелкодисперсной (3, 4) фракций аэрозоля, восстановленных на основе измерений 19 мая 2017 г. солнечным радиометром и многоволновым лидаром (2, 4) станции Минск (Беларусь), а также космическим лидаром CALIOP (1, 3)

где j — номер приемного канала, R_i — расстояние от спутника до зондируемого объема, $P_{C,j}(\lambda_j, R_i)$ — измеренный сигнал CALIOP на длине волны λ_j после вычитания фона, $E_{C,j}$ — средняя энергия лазера CALIOP, $\xi_{C,j}$ — системный параметр CALIOP (учитывающий, в частности, чувствительность лидарной системы при каждом измерении), $\beta_j(\lambda_j, R_i)$ — коэффициент обратного рассеяния на расстоянии R_i , $T_j(\lambda_j, R_i)$ — пропускание слоя атмосферы от уровня CALIOP (h_∞) до уровня зондируемого рассеивающего объема на расстоянии R_i .

Умноженный на квадрат расстояния сигнал виртуального лидара $S_{V,j}^*(h_i) = P_{V,j}(\lambda_j, h_i)h_i^2$ можно записать аналогичным образом:

$$S_{V,j}^*(h_i) = E_{V,j}\xi_{V,j}\beta_j(\lambda_j, h_i)T_j^2(\lambda_j, h_i). \quad (2)$$

С использованием уравнений (1) и (2), соотношение между $S_{V,j}^*(h_i)$ и $S_{C,j}^*(R_i)$ можно записать в виде

$$S_{V,j}^*(h_i) = \frac{E_{V,j}\xi_{V,j}S_{C,j}^*(R_i)T_j^4(\lambda_j, h_i)}{E_{C,j}\xi_{C,j}T_j^2(\lambda_j, R_{h_0})}. \quad (3)$$

С учётом уравнения (3) соотношение между измеренным лидарным сигналом $\hat{\mathbf{L}}^*$ и концентрациями аэрозольных мод может быть записано

в виде векторного уравнения:

$$\hat{\mathbf{L}}^* = \hat{\mathbf{L}}(\lambda, \mathbf{c}_k(\mathbf{h}), \mathbf{a}_k, \mathbf{b}_k) + \Delta_{\mathbf{L}}. \quad (4)$$

В этом уравнении компоненты $\hat{\mathbf{L}}^*$ определяются из выражения

$$\hat{L}_{V,j}^*(h_i) = \frac{S_{C,j}^*(h_i)}{S_{C,j}^*(h_{ref})} \exp(2\delta_{h,h_{ref}}\tau_{r,j}(h_i, h_{ref})), \quad (5)$$

где $\delta_{h,h_{ref}}$ — вспомогательная функция:

$$\delta_{h,h_{ref}} = \begin{cases} 1, & h \leq h_{ref}, \\ -1, & h > h_{ref}. \end{cases} \quad (6)$$

Модельную лидарную функцию $L_{V,j}$ можно записать в виде

$$L_{V,j}(h_j) = \frac{\beta_j(h_j)\exp(-2\delta_{h,h_{ref}}\tau_{a,j}(h_i, h_{ref}))}{\beta_{r,j}(h_{ref})\Omega(\lambda_j, h_{ref})}, \quad (7)$$

где $\tau_{r,j}(h_i, h_{ref})$ — оптическая толщина молекулярного ослабления для диапазона (h_i, h_{ref}) , $\tau_{a,j}(h_i, h_{ref})$ — оптическая толщина аэрозольного ослабления, $\Delta_{\mathbf{L}}$ — вектор неопределенностей измерений,

$$\Omega(\lambda_j, h_{ref}) = \frac{\beta_{a,j}(h_{ref}) + \beta_{r,j}(h_{ref})}{\beta_{r,j}(h_{ref})}, \quad (8)$$

$\beta_{a,j}(h_{ref})$ и $\beta_{r,j}(h_{ref})$ — коэффициенты аэрозольного и молекулярного обратного рассеяния соответственно.

Уравнения (4)–(7) составляют основу процедуры обработки лидарных данных для получения параметров аэрозоля на основе комбинированных данных AERONET/CALIOP. Основным различием между уравнениями (4)–(7) и соответствующими уравнениями алгоритма для обработки данных двух наземных систем [7] является замена знака на противоположный в показателях экспонент в уравнениях (5) и (7). Это отличие учитывается простой коррекцией вычислительного модуля кода при сохранении интерфейса и процедуры обработки данных исходной версии программного обеспечения LIRIC.

В качестве примера использования модифицированного алгоритма на рис. 2 представлены вертикальные профили концентраций мелкодисперсной и крупнодисперсной фракций аэрозоля, полученные путём совместной обработки

данных наземных измерений (солнечные радиометры и лидары) и данных космического лидара CALIOP в окрестностях комплексной лидарной и радиометрической станции в г. Минск (Беларусь). В случае наземного лидара входными данными модифицированного кода LIRIC являются локальные измерения, усреднённые по временному интервалу ΔT , равному примерно 1 ч. При обработке измерений CALIOP усреднение выполнялось по выборке лидарных измерений на отрезке траектории спутника (длина отрезка $\Delta L \approx 200$ км), которые выполнялись за промежуток времени менее 1 мин. Поскольку для нормировки профилей концентраций, полученных по данным наземного и космического лидаров, использовались общие интегральные концентрации аэрозольных фракций, восстановленные по данным измерений AERONET [2], отличие профилей удобно характеризовать коэффициентом корреляции Пирсона χ . В рассматриваемом случае $\chi = 0.46$ для мелкодисперсной фракции и $\chi = 0.92$ для крупнодисперсной фракции.

Различия между профилями концентраций аэрозоля, восстановленными по данным наземных и спутниковых измерений, могут быть обусловлены неэквивалентностью временного и пространственного усреднения лидарных сигналов, а также различиями во времени и местоположении для различных типов измерений.

ОПТИМАЛЬНАЯ ИНТЕРПОЛЯЦИЯ ДАнных НАЗЕМНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДЕЛЬНЫХ РАСЧЁТОВ И СРЕДНЕСТАТИСТИЧЕСКИХ ЗНАЧЕНИЙ

Наземные измерения ограничены в пространстве и времени. Комплексная обработка данных наземных радиометров и космического лидара возможна только в тех пунктах, где расположены станции AERONET. Однако разработанный алгоритм можно было бы применить в любой точке, для которой сделана оценка величин, получаемых из наблюдений AERONET. Такая оценка может быть осуществлена на основе расчётов по модели переноса загрязняющих примесей в атмосфере с учётом химических преобразований. Однако модели несовершенны; результаты модельных расчётов могут иметь значительную

погрешность [10, 15—17, 22]. К тому же модели могут недостаточно оперативно реагировать на изменяющуюся обстановку, поскольку данные поступления примесей в атмосферу, используемые в моделях, обрабатываются не оперативно, а с запаздыванием [4]. Поэтому в настоящее время всё большее распространение получает ассимиляция данных наблюдений в модели переноса. В широком смысле ассимиляция может рассматриваться как объединение данных наблюдений и моделирования, осуществлённое любым разумным способом.

Среди методов ассимиляции наиболее простым и наименее затратным с вычислительной точки зрения является метод оптимальной интерполяции. Задача оптимальной интерполяции была впервые сформулирована Колмогоровым [2] и получила дальнейшее развитие в работах [3, 21]. Применительно к оцениванию состояния атмосферы метод оптимальной интерполяции был разработан Л. С. Гандиным [1].

Задача оптимальной интерполяции заключается в том, чтобы оптимальным в некотором смысле образом оценить значение элемента в точке оценивания, если этот элемент принял определённые значения в некоторых базовых точках (в пунктах, где осуществляются измерения). Оценка ищется в виде линейной комбинации известных значений рассматриваемой величины в базовых точках. Весовые коэффициенты определяются из требования минимальности средней квадратичной погрешности оценки. Оптимальная интерполяция может осуществляться как для самих величин, так и для их отклонений от некоторого предварительного поля, которое может представлять собой средние за большой временной период значения рассматриваемой величины, или значения, полученные в результате моделирования, или в результате любым способом осуществлённого прогноза. Если поля рассматриваемых величин или их отклонений от предварительного поля можно полагать однородными и изотропными для достаточно больших расстояний и промежутков времени, то возможно рассчитать заранее корреляционную функцию, зависящую только от расстояния и временного промежутка между точками пространственно-временной сетки.

В выборе предварительного поля есть определённый произвол. В методе, предложенном Гандиным [1], в качестве предварительного поля используются средние по времени значения элемента (в предположении стационарности процесса). Позже в качестве предварительного поля стали использоваться результаты расчётов по различным моделям. При произвольном выборе между средними и модельными значениями во внимание принимается один из источников информации (модельные расчёты или средние значения), а второй отбрасывается. В зависимости от выбора предварительного поля будут различными результаты оценивания. Известно, что средняя квадратичная погрешность оценки уменьшается при увеличении числа независимых источников информации, принимаемых во внимание при нахождении наилучшей оценки. Поэтому мы предлагаем при нахождении наилучшей оценки учитывать как средние, так и модельные значения с соответствующими весовыми коэффициентами.

Источники информации можно разделить на три категории:

- 1) значения наблюдений;
- 2) модельные значения;
- 3) средние по времени значения элемента.

Среднее значение элемента в каждой точке оценивания является единственным и всегда существует в случае стационарного процесса. Количество независимых наблюдений в некоторой пространственно-временной точке оценивания может быть любым. При этом мы принимаем во внимание наблюдения не только непосредственно в точке оценивания, но и лежащие в пределах зоны корреляции (как пространственной, так и временной). Результаты модельных расчётов есть в каждой точке оценивания.

Наилучшее приближение ищем в виде

$$\hat{x}_o = \sum_{i=1}^m k_{oi}^{(y)} y_i + k_o^{(b)} b_o + k_o^{(a)} a_o. \quad (9)$$

Средняя квадратичная погрешность равна

$$E^2 = \overline{(x_o - \hat{x}_o)^2} = \overline{\left(x_o - \sum_{i=1}^m k_{oi}^{(y)} y_i - k_o^{(b)} b_o - k_o^{(a)} a_o \right)^2}, \quad (10)$$

где x_o — истинное значение элемента в точке оценивания, $\hat{x}_o$ — оценка, y_i — значение наблюдения в базовой точке, b_o — модельное значение в точке оценивания, a_o — среднее значение элемента в точке оценивания, $k_{oi}^{(y)}$ — весовой коэффициент значения наблюдения в i -й базовой точке, входящей в зону корреляции данной точки оценивания, $k_o^{(b)}$ — весовой коэффициент модельного значения в точке оценивания, $k_o^{(a)}$ — весовой коэффициент среднего значения в точке оценивания, m — количество базовых точек, входящих в зону корреляции точки оценивания.

Средняя квадратичная погрешность оценки минимальна, если её частные производные по весам равны нулю. Продифференцировав, получим систему линейных уравнений

$$\begin{cases} \frac{\partial E^2}{\partial k_{oi}^{(y)}} = 2 \sum_{j=1}^m k_{oj}^{(y)} \overline{y_i y_j} - 2 \overline{x_o y_i} + 2 k_o^{(b)} \overline{y_i b_o} + 2 k_o^{(a)} \overline{a_o y_i}, \\ \frac{\partial E^2}{\partial k_o^{(b)}} = 2 k_o^{(b)} \overline{b_o^2} - 2 \overline{x_o b_o} + 2 \sum_{i=1}^m k_{oi}^{(y)} \overline{y_i b_o} + 2 k_o^{(a)} \overline{a_o b_o}, \\ \frac{\partial E^2}{\partial k_o^{(a)}} = 2 k_o^{(a)} \overline{a_o^2} - 2 \overline{x_o a_o} + 2 \sum_{i=1}^m k_{oi}^{(y)} \overline{a_o y_i} + 2 k_o^{(b)} \overline{a_o b_o}. \end{cases} \quad (11)$$

Приравнявая к нулю частные производные и проведя преобразования, получим

$$\begin{cases} \sum_{j=1}^m k_{oj}^{(y)} (a_i a_j + g_{ij}^{(x)} + \delta_{ij} \xi^{(y)2}) + k_o^{(b)} (a_i a_o + g_{io}^{(x)}) + k_o^{(a)} a_o^2 = a_o a_i + g_{oi}^{(x)}, \\ k_o^{(b)} (a_o^2 + \sigma^{(x)2} + \xi^{(b)2}) + \sum_{i=1}^m k_{oi}^{(y)} (a_i a_o + g_{io}^{(x)}) + k_o^{(a)} a_o^2 = a_o^2 + \sigma_o^{(x)2}, \\ k_o^{(a)} a_o^2 + \sum_{i=1}^m k_{oi}^{(y)} a_o^2 + k_o^{(b)} a_o^2 = a_o^2, \end{cases} \quad (12)$$

где $g_{ij}^{(x)} = \overline{q_i^{(x)} q_j^{(x)}}$ — ковариация истинных аномалий в точках i и j , $q_i^{(x)}$ — отклонение истинного значения от среднего в точке i , $\xi^{(y)2}$ — средняя квадратичная погрешность наблюдений, $\xi^{(b)2}$ — средняя квадратичная погрешность модели, $\sigma^{(x)2}$ — дисперсия истинных значений, a_i — среднее значение элемента в точке i .

Решение системы уравнений (12) позволяет получить весовые коэффициенты, используемые в выражении для оценки (9).

Мы использовали предложенный подход к методу оптимальной интерполяции для оценки пространственно-временного распределения аэрозоля на основе данных наблюдений международной радиометрической сети AERONET. В сети AERONET путём обработки измерений прямого и рассеянного солнечного излучения определяется объёмная концентрация аэрозоля [$\text{мкм}^3/\text{мкм}^2$], характеризующая содержание аэрозоля во всей толще атмосферы над данной географической точкой и представляющая собой толщину слоя аэрозоля, который образуется, если весь аэрозоль, содержащийся в вертикальном столбе атмосферы, опирающемся на участок поверхности единичной площади, осадить на этот участок.

По данным наблюдений на восьми наиболее активных станциях сети AERONET в Восточной Европе (Belsk, Bucharest_Inoe, CLUJ_UBB, Iasi_LOASL, Kyiv, Minsk, Moscow_MSU_MO, Toravere) за весь период проведения наблюдений (от 4 до 17 лет для различных станций) рассчитан усреднённый коэффициент корреляции отклонений значений объёмной концентрации от среднестатистического значения в зависимости от промежутка времени и от расстояния для восточно-европейского региона. Временная и пространственная корреляционные зависимости показаны на рис. 3 и 4 соответственно.

Модельные расчёты проведены с использованием химико-транспортной модели GEOS-Chem [9]. Модель GEOS-Chem является одной из наиболее полных и показывает результаты, не уступающие по точности другим известным моделям. Входными данными для модели являются базы данных поступления химических компонентов и аэрозолей в атмосферу и метеорологические данные. Расчётная сетка модели GEOS-Chem «привязана» к сетке метеорологических полей системы GEOS (Goddard Earth Observing System) [11]. Базы данных поступления компонентов в атмосферу используются как глобальные, так и региональные. Источники газообразных загрязнителей в GEOS-Chem разделены на четыре основные категории: антропогенные источники, сжигание биотоплива, микробиологические процессы, горение биомассы. От-

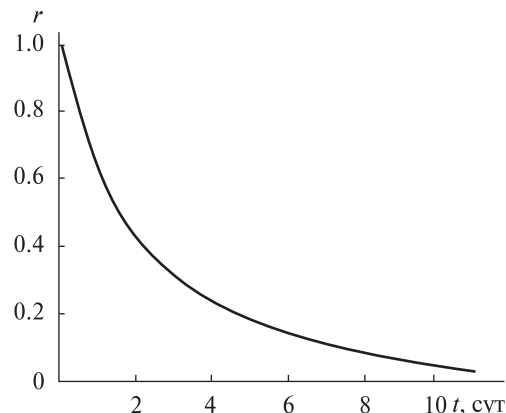


Рис. 3. Зависимость коэффициента корреляции от времени для значений наблюдений объёмной концентрации аэрозоля в атмосфере над восточно-европейской территорией

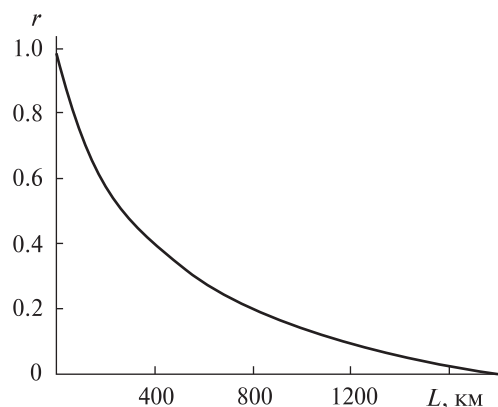


Рис. 4. Зависимость коэффициента корреляции от расстояния для значений наблюдений объёмной концентрации аэрозоля в атмосфере над восточно-европейской территорией

дельно рассматриваются источники аэрозольного загрязнения. Используемые базы данных поступления аэрозолей в атмосферу включают антропогенные выбросы, выбросы в результате сжигания биотоплива, горения биомассы, извержений вулканов, поступления из морской воды, выветривания. В модель включены следующие микрофизические процессы: образование частиц, рост, коагуляция, осаждение и вымывание. Результатом моделирования является распределение концентраций атмосферных примесей в пространстве и времени.

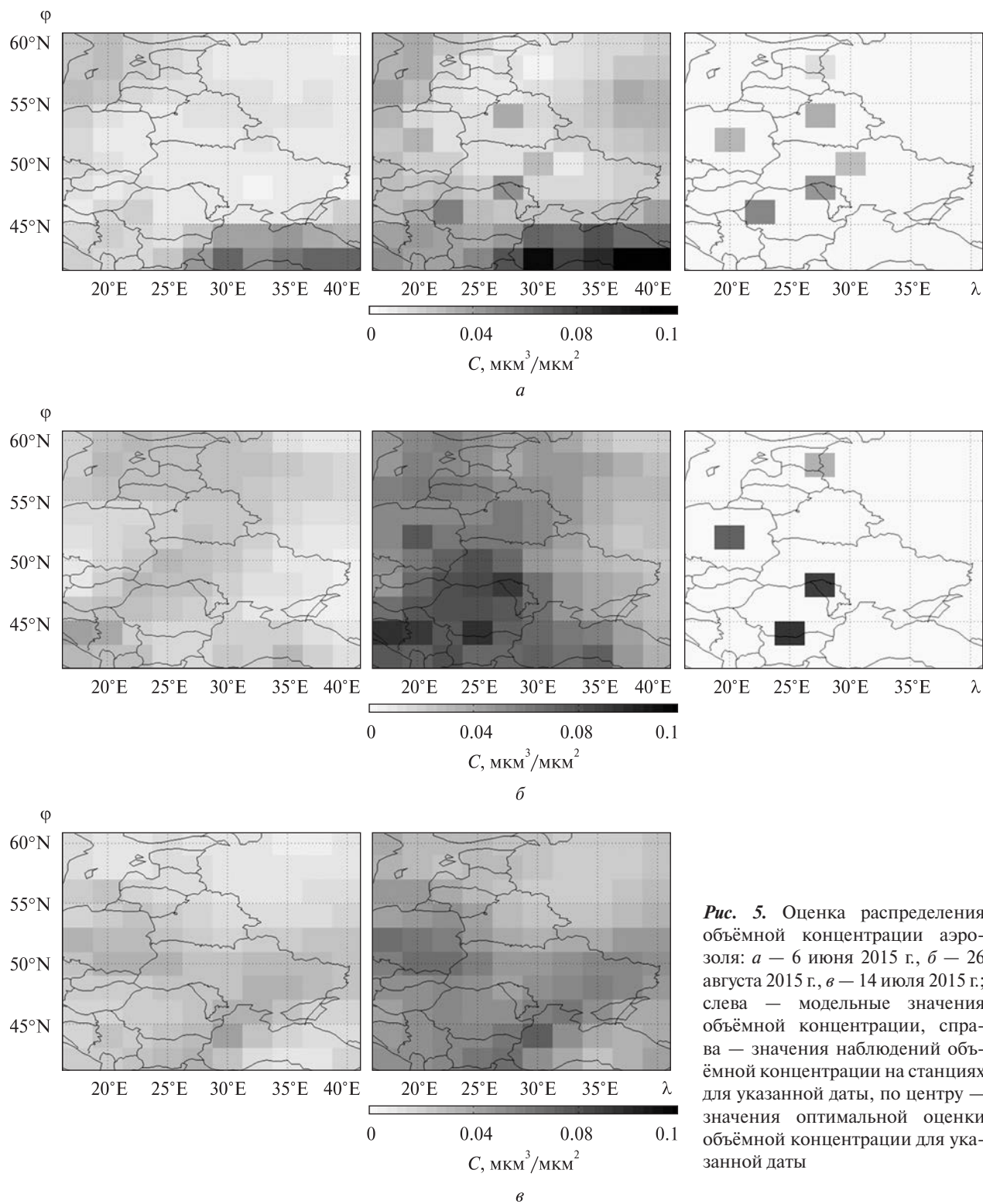


Рис. 5. Оценка распределения объёмной концентрации аэрозоля: *a* — 6 июня 2015 г., *б* — 26 августа 2015 г., *в* — 14 июля 2015 г.; слева — модельные значения объёмной концентрации, справа — значения наблюдений объёмной концентрации на станциях для указанной даты, по центру — значения оптимальной оценки объёмной концентрации для указанной даты

Для настоящей работы использовалась версия GEOS-Chem v11-01, в которой отслеживаются 24 аэрозольных трассера: сульфаты, нитраты, аммоний, минеральная пыль (четыре фракции с эффективными радиусами около 0.7, 1.4, 2.4, 4.5 мкм), морская соль мелкодисперсной (эффективный радиус от 0.01 до 0.5 мкм) и крупнодисперсной (эффективный радиус от 0.5 до 8.0 мкм) фракций, неорганический углерод в гидрофильной и гидрофобной формах, органический углерод в гидрофильной и гидрофобной формах, 11 видов вторичного органического аэрозоля. Нитраты, сульфаты, аммоний, морская соль и вторичные органические аэрозоли считаются гидрофильными, минеральная пыль — гидрофобной. В стандартном варианте модели первичные органические аэрозоли за исключением органического углерода не являются трассерами. Для их учёта при расчёте содержания суммарного аэрозоля концентрация органического углерода, как гидрофильного, так и гидрофобного, умножается на коэффициент 2.1 [22].

Для учёта увеличения объёма гидрофильных частиц в результате увлажнения в GEOS-Chem вводится фактор гигроскопического роста, рассчитываемый для каждого вида аэрозоля для каждой ячейки пространственной сетки модели в зависимости от относительной влажности воздуха. С учётом гигроскопического роста аэрозольных частиц нами проведены расчёты среднесуточной объёмной концентрации суммарного аэрозоля.

На основе данных измерений на станциях AERONET и расчётов по модели GEOS-Chem нами осуществлена пространственно-временная оптимальная интерполяция для среднесуточных значений объёмной концентрации аэрозоля за 2015—2017 гг. На рис. 5 показано несколько примеров результатов оценивания

распределения объёмной концентрации аэрозоля в восточно-европейском регионе на основе метода оптимальной интерполяции по данным наблюдений на станциях AERONET и результатам расчёта по модели GEOS-Chem с учётом пространственной и временной корреляции. Справа на рис. 5 показаны значения объёмной концентрации аэрозоля по данным измерений AERONET для случайно выбранных дат. Так, из восьми станций в пределах рассматриваемого региона 6 июня 2015 г. работали шесть станций, 26 августа 2015 г. — четыре станции, 14 июля 2015 г. — ни одной. Благодаря использованию не только пространственной, но и временной корреляции оценка получена для всех случаев.

ВЫВОДЫ

Метод совместных наземных лидарно-радиометрических измерений LRS и реализующий его программный пакет LIRIC могут быть адаптированы для обработки данных комплексных наблюдений с использованием наземных радиометров и спутниковых лидаров. Продемонстрирована достаточно высокая корреляция вертикальных профилей концентрации аэрозоля, восстановленных по измерениям с использованием наземного лидара и с использованием спутникового лидара.

Оценка величин, получаемых по наблюдениям наземных радиометров и необходимых для реализации метода LRS, может быть получена для всех ячеек некоторой пространственно-временной сетки с использованием метода оптимальной интерполяции. Методом оптимальной интерполяции на основе данных наблюдений на станциях радиометрической сети AERONET, расчётов по химико-транспортной модели GEOS-Chem и статистически среднего значения получены оценки объёмной концентрации аэрозоля в восточно-европейском регионе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гандин Л. С. *Объективный анализ метеорологических полей*. Ленинград: Гидрометеорологическое изд-во, 1963. 288 с.
2. Колмогоров А. Н. Интерполирование и экстраполирование стационарных случайных последовательностей. *Изв. АН СССР. Сер. матем.* 1941. **5**, № 1. С. 3—14.
3. Яглом А. М. Введение в теорию стационарных случайных функций. *Успехи матем. наук.* 1952. **7**, № 5. С. 3—168.
4. Bey I., Jacob D. J., Yantosca R. M., et al. Global modeling of tropospheric chemistry with assimilated meteorology: Model description and evaluation. *J. Geophys. Res.* 2001. **106**(D19). P. 23073—23095. doi: 10.1029/2001JD000807.
5. Chaikovsky A., Bril A., Dubovik O., et al. CIMEL and multiwavelength lidar measurements for troposphere aerosol altitude distributions investigation, long-range transfer monitoring and regional ecological problems solution: field validation of retrieval techniques. *Optica Pura y Aplicada*. 2004. **37**. P. 3241—3246.
6. Chaikovsky A., Chaikovskaya L., Denishchik-Nelubina N., et al. Lidar & radiometer inversion code (LIRIC) for synergetic processing of EARLINET, AERONET and CALIPSO lidar data. *EPJ Web of Conf.* 2018. **176**. P. 08007.
7. Chaikovsky A., Dubovik O., Holben B., et al. Lidar-Radiometer Inversion Code (LIRIC) for the retrieval of vertical aerosol properties from combined lidar/radiometer data: development and distribution in EARLINET. *Atmos. Meas. Tech.* 2016. **9**. P. 1181—1205.
8. Dubovik O., King M. A flexible inversion algorithm for retrieval of aerosol optical properties from sun and sky radiance measurements. *J. Geophys. Res.* 2000. **105**(D16). P. 20673—20696.
9. Dubovik O., Smirnov A., Holben B. N., et al. Accuracy assessments of aerosol optical properties retrieved from Aerosol Robotic Network (AERONET): Sun and sky radiance measurements. *J. Geophys. Res.: Atmospheres*. 2000. **105**(D8). P. 9791—9806.
10. Ford B., Heald C. L. Aerosol loading in the Southeastern United States: reconciling surface and satellite observations. *Atmos. Chem. Phys.* 2013. **13**. P. 9269—9283.
11. GEOS-5 system. URL: <http://gmao.gsfc.nasa.gov/systems/geos5/> (дата звернення 10.10.2019).
12. Granados-Muñoz M. J., Guerrero Rascado J. L., Bravo-Aranda J. A., et al. Retrieving aerosol microphysical properties by Lidar — Radiometer Inversion Code (LIRIC) for different aerosol types. *J. Geophys. Res.: Atmospheres*. 2014. **119**. P. 4836—4858.
13. Granados-Muñoz M. J., Guerrero Rascado J. L., Bravo-Aranda J. A., et al. AERONET — A federated instrument network and data archive for aerosol characterization. *Remote sensing of env.* 1998. **66**, № 1. P. 1—16.
14. Jo D. S., et al. Effects of chemical aging on global secondary organic aerosol using the volatility basis set approach. *Atmos. Environ.* 2013. **81**. P. 230—244.
15. Miatselskaya N., Kabashnikov V., Milinevsky G., et al. Atmospheric aerosol distribution in the Belarus-Ukraine region by the GEOS-Chem model and AERONET measurements. *Int. J. Remote Sensing*. 2016. **37**, № 14. P. 3181—3195.
16. Pye H. O. T., Chan A. W. H., Barclay M. P., et al. Global modeling of organic aerosol: the importance of reactive nitrogen (NO_x and NO_3). *Atmos. Chem. Phys.* 2010. **10**. P. 11261—11276.
17. Shenshen L., Garay M. J., Chen L., et al. Comparison of GEOS-Chem aerosol optical depth with AERONET and MISR data over the contiguous United States. *J. Geophys. Res.* 2013. **118**. P. 1—14.
18. Tackett J. L., Winker D. M., Getzewich B. J., et al. CALIPSO lidar level 3 aerosol profile product: version 3 algorithm design. *Atmos. Meas. Tech.* 2018. **11**. P. 4129—4152.
19. The Cloud-Aerosol Lidar and Infrared Pathfinder Satellite Observation (CALIPSO). URL: <http://wwwcalipso.larc.nasa.gov/> (дата звернення 10.10.2019).
20. Wagner J., Ansmann A., Wandinger U., et al. Evaluation of the Lidar/Radiometer Inversion Code (LIRIC) to determine microphysical properties of volcanic and desert dust. *Atmos. Meas. Tech.* 2013. **6**. P. 1707—1724.
21. Wiener N. *Extrapolation, interpolation and smoothing of stationary time series*. New York, 1949. 163 p.
22. Yu F. A secondary organic aerosol formation model considering successive oxidation aging and kinetic condensation of organic compounds: global scale implications. *Atmos. Chem. Phys.* 2011. **11**. P. 1083—1099.

Стаття надійшла до редакції 06.08.2019

REFERENCES

1. Gandin L. S. (1963). *An Objective analysis of meteorological fields*. Leningrad: Gidrometeorologicheskoye izdatel'stvo [in Russian].
2. Kolmogorov A. N. (1941). Interpolation and extrapolation of stationary random sequences. *Izv. AN SSSR. Ser. matemat.*, **5** (1), 3—14 [in Russian].
3. Yaglom A. M. (1952). Introduction to the theory of stationary random functions. *Uspekhi matem. nauk*, **7** (5), 3—168 [in Russian].
4. Bey I., Jacob D. J., Yantosca R. M., et al. (2001). Global modeling of tropospheric chemistry with assimilated meteorology: Model description and evaluation. *J. Geophys. Res.*, **106**(D19), 23073—23095. doi: 10.1029/2001JD000807.
5. Chaikovsky A., Bril A., Dubovik O., et al. (2004). CIMEL and multiwavelength lidar measurements for troposphere aerosol altitude distributions investigation, long-range transfer monitoring and regional ecological problems solution: field validation of retrieval techniques. *Optica Pura y Aplicada*, **37**, 3241—3246.
6. Chaikovsky A., Chaikovskaya L., Denishchik-Nelubina N., et al. (2018). Lidar & radiometer inversion code (LIRIC) for synergetic processing of EARLINET, AERONET and CALIPSO lidar data. *EPJ Web of Conf.*, **176**, 08007.
7. Chaikovsky A., Dubovik O., Holben B., et al. (2016). Lidar-Radiometer Inversion Code (LIRIC) for the retrieval of vertical aerosol properties from combined lidar/radiometer data: development and distribution in EARLINET. *Atmos. Meas. Tech.*, **9**, 1181—1205.
8. Dubovik O., King M. (2000). A Flexible Inversion Algorithm for Retrieval of Aerosol Optical Properties from Sun and Sky Radiance Measurements. *J. Geophys. Res.*, **105**(D16), 20673—20696.
9. Dubovik O., Smirnov A., Holben B. N., et al. (2000). Accuracy assessments of aerosol optical properties retrieved from Aerosol Robotic Network (AERONET): Sun and sky radiance measurements. *J. Geophys. Res.: Atmospheres*, **105**(D8), 9791—9806.
10. Ford B., Heald C. L. (2013). Aerosol loading in the Southeastern United States: reconciling surface and satellite observations. *Atmos. Chem. Phys.*, **13**, 9269—9283.
11. GEOS-5 system. URL: <http://gmao.gsfc.nasa.gov/systems/geos5/> (Last accessed 06.08.2019).
12. Granados-Muñoz M. J., Guerrero Rascado J. L., Bravo-Aranda J. A., et al. (2014). Retrieving aerosol microphysical properties by Lidar — Radiometer Inversion Code (LIRIC) for different aerosol types. *J. Geophys. Res.: Atmospheres*, **119**, 4836—4858.
13. Holben B. N., Eck T. F., Slutsker I., et al. (1998). AERONET — A federated instrument network and data archive for aerosol characterization. *Remote sensing of env.*, **66** (1), 1—16.
14. Jo D. S., et al. (2013). Effects of chemical aging on global secondary organic aerosol using the volatility basis set approach. *Atmos. Environ.*, **81**, 230—244.
15. Miatselskaya N., Kabashnikov V., Milinevsky G., et al. (2016). Atmospheric aerosol distribution in the Belarus-Ukraine region by the GEOS-Chem model and AERONET measurements. *Int. J. Remote Sensing*, **37**(14), 3181—3195.
16. Pye H. O. T., Chan A. W. H., Barcley M. P., et al. (2010). Global modeling of organic aerosol: the importance of reactive nitrogen (NO_x and NO_3). *Atmos. Chem. Phys.*, **10**, 11261—11276.
17. Shenshen L., Garay M. J., Chen L., et al. (2013). Comparison of GEOS-Chem aerosol optical depth with AERONET and MISR data over the contiguous United States. *J. Geophys. Res.*, **118**, 1—14.
18. Tackett J. L., Winker D. M., Getzewich B. J., et al. (2018). CALIPSO lidar level 3 aerosol profile product: version 3 algorithm design. *Atmos. Meas. Tech.*, **11**, 4129—4152.
19. The Cloud-Aerosol Lidar and Infrared Pathfinder Satellite Observation (CALIPSO). URL: <http://wwwcalipso.larc.nasa.gov/> (Last accessed 06.08.2019).
20. Wagner J., Ansmann A., Wandinger U., et al. (2013). Evaluation of the Lidar/Radiometer Inversion Code (LIRIC) to determine microphysical properties of volcanic and desert dust. *Atmos. Meas. Tech.*, **6**, 1707—1724.
21. Wiener N. (1949). *Extrapolation, interpolation and smoothing of stationary time series*. New York.
22. Yu F. (2011). A secondary organic aerosol formation model considering successive oxidation aging and kinetic condensation of organic compounds: global scale implications. *Atmos. Chem. Phys.*, **11**, 1083—1099.

Received 06.08.2019

Н. С. Метельська¹

старший. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук,

E-mail: nata.miat@gmail.com

А. І. Бриль¹

провід. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук,

А. П. Чайковський¹

зав. Центра, канд. фіз.-мат. наук

А. С. Федоренко¹

наук. співроб.

Г. П. Милиневський^{2,3}

зав. лаб., голов. наук. співроб., д-р фіз.-мат. наук,

E-mail: genmilinevsky@gmail.com

¹ Держ. наук. уст. «Інститут фізики імені Б. І. Степанова НАН Білорусі»,

Пр-т Незалежності 68-2, Мінськ, Республіка Білорусь, 220072

² Київський національний університет імені Тараса Шевченка,

вул. Володимирська 60, Київ, Україна, 01033

³ Головна астрономічна обсерваторія НАН України,

вул. Академіка Заболотного 27, Київ, Україна, 03143

КОМПЛЕКСНИЙ СУПУТНИКОВИЙ І НАЗЕМНИЙ РЕГІОНАЛЬНИЙ МОНІТОРИНГ АТМОСФЕРНОГО АЕРОЗОЛЮ ЛІДАРНИМИ І РАДІОМЕТРИЧНИМИ СИСТЕМАМИ З ВИКОРИСТАННЯМ АСИМІЛЯЦІЇ ДАНИХ

Алгоритм обробки даних комбінованих наземних лідарних і радіометричних вимірювань, модифікований для комплексної обробки даних наземних радіометрів і космічного лідара, дозволяє розширити границі застосування методу лідарно-радіометричного зондування. В роботі використовувалися суміщені (в просторі і часі) вимірювання радіометрами мережі AERONET і космічним лідаром CALIOP/CALIPSO для комплексної обробки даних. Сигнали зворотного розсіяння лідара CALIOP усереднювалися за вибіркою індивідуальних лідарних вимірювань на відрізку траєкторії супутника в околицях станції AERONET. Довжина відрізка становила приблизно 100...200 км, що відповідає вибірці з 300...600 вимірювань, що дозволяє істотно зменшити внесок шумів у сигналах CALIOP. Для валідації такого підходу проводився комплексний LRS-експеримент, в рамках якого використовувалися сумісні (в часі і просторі) наземні багатохвильові лідарні вимірювання, вимірювання лідара CALIOP і радіометричні вимірювання в мережі AERONET. Для подальшого розширення області застосування методу лідарно-радіометричного зондування використана оптимальна інтерполяція за даними спостережень на станціях AERONET і результатами розрахунку за хіміко-транспортною моделлю GEOS-Chem.

Ключові слова: аерозоль, лідарно-радіометричне зондування, хіміко-транспортна модель GEOS-Chem, оптимальна інтерполяція.

*N. S. Miatselskaya*¹

Senior researcher, Cand. Sci. in Phys. & Math.,

E-mail: nata.miat@gmail.com

*A. I. Bril*¹

Leading researcher, Cand. Sci. in Phys. & Math.

*A. P. Chaikovsky*¹

Head of Centre, Cand. Sci. in Phys. & Math.

*A. S. Fedarenka*¹, Researcher

G. P. Milinevsky^{2,3}

Head of laboratory, Chief Researcher, Dr. Sci. in Phys. & Math.,

E-mail: genmilinevsky@gmail.com

¹ The State Scientific Institution “B. I. Stepanov Institute of Physics of the NAS of Belarus”,

68-2, Nezavisimosti Ave., Minsk, Belarus, 220072

² Taras Shevchenko National University of Kyiv,

60, Volodymirska St., Kyiv, Ukraine, 01033

³ Main Astronomical Observatory, National Academy of Sciences of Ukraine,

27 Akademika Zabolotnoho St., Kyiv, Ukraine, 03143

INTEGRATED SATELLITE AND GROUND-BASED REGIONAL MONITORING OF ATMOSPHERIC AEROSOL BY LIDAR AND RADIOMETRIC SYSTEMS USING DATA ASSIMILATION

The data processing algorithm for combined ground-based measurements by lidars and radiometers is modified for complex data processing of ground-based radiometers and the space lidar. This allows one to expand the scope of the lidar-radiometric sensing method. In the present work, collocated measurements by AERONET network radiometers and CALIOP/CALIPSO space lidar were used for complex data processing. The CALIOP lidar backscatter signals were averaged over a sample of individual lidar measurements on a segment of the satellite trajectory in the vicinity of the AERONET station. The length of the segment was approximately 100...200 km, which corresponds to samples of 300...600 measurements. This makes it possible to reduce the contribution of noise to the CALIOP signals significantly. To validate this approach, an integrated LRS experiment was conducted, in which collocated ground-based multi-wave lidar measurements, CALIOP lidar measurements, and AERONET radiometric measurements were used. For further expansion of the lidar-radiometric sensing method scope, optimal interpolation was implemented using both the observations at the AERONET stations and the simulations by the GEOS-Chem chemical transport model.

Keywords: aerosol, lidar-radiometric sounding, chemical transport model GEOS-Chem, optimal interpolation.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.01.072>

УДК 629.783:621.79.02

А. В. ВОРОНЦОВ, вед. инж.-констр.,

E-mail: voron190485@gmail.com

В. П. ФРОЛОВ, зам. нач. комплекса, канд. техн. наук

В. Н. БАЛАШОВ, нач. комплекса

К. Г. АЛЕКСЕЕВ, нач. отд.

И. Ю. ЦИПУН, нач. сектора

А. В. МОКИН, вед. спец.

ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»,

ул. Криворожская 3, Днепро, Украина, 49008

МОБИЛЬНАЯ ЧИСТАЯ КАМЕРА ДЛЯ СБОРКИ ГОЛОВНЫХ БЛОКОВ С ИЗМЕНЯЕМОЙ ПЛОЩАДЬЮ РАБОЧЕЙ ЗОНЫ

Работа посвящена оптимизации и снижению затрат при проектировании чистых помещений, используемых в ракетно-космической технике. Представлены основные направления оптимизации и снижения затрат не только на этапе выполнения проектных работ, но и в процессе эксплуатации. Предложено новое архитектурно-планировочное решение организации чистого помещения в монтажно-испытательном корпусе (МИК). Преимущества использования мобильной чистой камеры для сборки головного блока (ГБ): мобильность, возможность транспортировки и развертывания в помещениях МИК; возможность отключения системы очистки воздуха в период между пусками; компактность размещения в МИК; в МИК не используется стандартное грузоподъемное оборудование (мостовые краны); использование шлюзовой камеры как части зала сборника ГБ при выполнении технологических операций по сборке ГБ, проще схема работы системы температурно-влажностного режима в чистой камере сбора ГБ (возможно ее частичное отключение); для персонала, работающего в чистой камере, предполагается использование одноразовой рабочей спецодежды, что исключает использование прачечной; минимизация расходов на содержание в период между пусками, камера может складываться и упаковываться в контейнеры. Учитывая перечисленные преимущества мобильной чистой камеры, можно сделать вывод о целесообразности ее применения при сборке ГБ. Разработанное планировочное решение является альтернативой ранее спроектированным помещениям. Следует отметить, что концепция создания мобильной чистой камеры отражает современное направление развития наземных комплексов и отвечает требованиям мобильности, экономичности и чистоты.

Ключевые слова: сборка головного блока, мобильная чистая камера, проектирование чистых помещений.

ВВЕДЕНИЕ

В условиях мировой конкуренции на рынке пусковых услуг по выведению КА на заданную орбиту возникает необходимость рационального подхода к проектированию чистых помещений эксплуатируемых в составе наземных комплек-

сов ракет-носителей (РН) [1, 2]. Обеспечение высокого уровня чистоты помещений при подготовке головных блоков (ГБ) РН необходимо для успешной реализации большинства космических программ, поскольку наличие загрязнений, даже минимальных, может существенно ухудшить характеристики приборов и систем

Цитування: Воронцов А. В., Фролов В. П., Балашов В. Н., Алексеев К. Г., Ципун И. Ю., Мокин А. В. Мобильная чистая камера для сборки головных блоков с изменяемой площадью рабочей зоны. *Космічна наука і технологія*. 2020. 26, № 1 (122). С. 72—78. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.072>

космического аппарата. Для проведения технологии работ с ГБ необходимо обеспечить требуемый уровень чистоты внутри зала сборки.

В связи с негерметичным исполнением КА, увеличением срока службы на орбите важное значение приобретает обеспечение высокого уровня чистоты при производстве и подготовке самих КА. Загрязнения, вносимые в процессе сборки ГБ, приводят к образованию на орбите около КА пылевого облака (это явление принято называть собственной или внешней атмосферой КА). Это может фатальным образом сказаться на эксплуатации самого КА.

В общемировой практике работы с КА выявлены основные уязвимые элементы конструкции — это оптические поверхности (иллюминаторы, линзы телескопов и астронавигационных приборов, а также солнечные батареи, терморегулирующие покрытия), чувствительными к загрязнению также считаются следующие элементы аппаратуры КА: плазменные зонды, детекторы заряженных частиц малой энергии, коммутирующие устройства. Загрязнение оптических элементов изменяет их качественные характеристики пропускания и отражения, создает дополнительные рассеяния света. Яркость свечения отдельных крупных частиц диаметром в несколько микрон в пылевом облаке, окружающем КА, близка к яркости звезд первой или даже нулевой звездной величины. Такие частицы могут служить ложными ориентирами для астронавигационных приборов и приводить к сбою в системах ориентации КА. Наличие загрязнения между датчиком и наблюдаемым объектом также ухудшает функционирование аппаратуры. Другими словами, условия сборки ГБ напрямую влияют на работу КА на заданной орбите.

АНАЛИЗ ПЛАНИРОВОК ЧИСТЫХ ПОМЕЩЕНИЙ

При рассмотрении преимуществ и недостатков разработанных чистых камер можно выделить основные отрицательные моменты, которые влияют на их стоимость:

- большие площади чистых помещений, что не только повышает стоимость самого сооружения, но и затраты в процессе эксплуатации. Важ-

ной составляющей в процессе эксплуатации чистого помещения является обеспечение чистоты подаваемого воздуха, способ его фильтрации, и в конечном итоге расход этого воздуха. Расход чистого воздуха для чистой камеры напрямую влияет на сам критерий оптимизации экономической эффективности;

- наличие и использование устаревшего оборудования, которое требует много места для выполнения технологических операций и для хранения.

Таким образом, подход к проектированию чистых помещений и систем, находящихся в чистых зонах этих помещений, должен быть сознательно направлен на минимизацию расхода воздуха следующими мерами:

- уменьшения числа зон, в которых используется однонаправленный поток воздуха, до минимально допустимого для технологического процесса уровня;

- применение в максимально допустимых объемах в системах вентиляции рециркуляции воздуха;

- снижения скорости воздушного потока в зонах, использующих однонаправленный поток, до минимальной величины, определяемой восходящими потоками нагретого воздуха и нестабильностями воздушного потока, вызванными источниками тепла, связанными с технологическим процессом, и турбулентностью, вызванной передвижением персонала;

- защиты чистых зон, использующих однонаправленный поток воздуха, путем применения пластиковых завес или разделяющих перегородок, обеспечивающих физическую изоляцию от внешних участков с более низкими требованиями к технологической среде;

- применение альтернативных проектных концепций, эффективно отделяющих технологический процесс от источника загрязнения и персонала (примером могут быть барьерные системы в фармацевтической промышленности).

Из перечисленных возможных недостатков чистых помещений можно сделать вывод о том, что для разработки новых экономически эффективных сооружений необходимо точно иметь информацию о диапазоне масс космических ап-

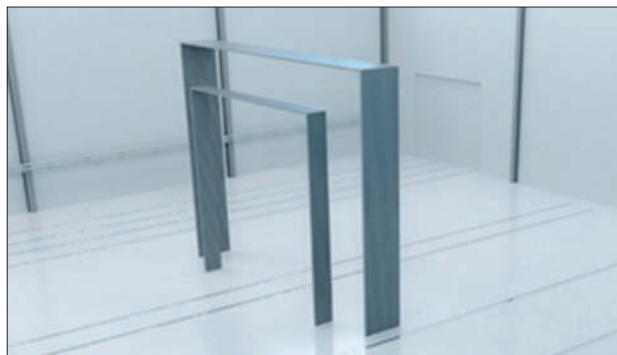


Рис. 1. Сборка секций и стыковка их в общий несущий каркас

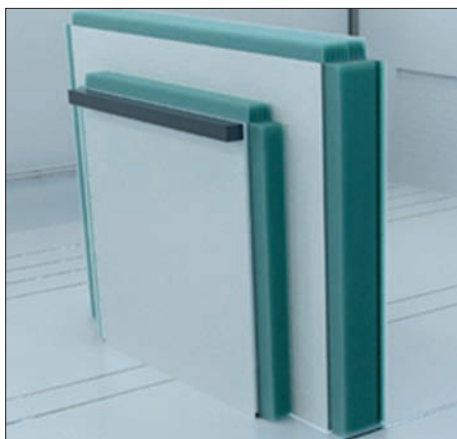


Рис. 2. Монтаж гибких гофрированных панелей на несущий каркас

паратов и габаритных размеров ГБ, собираемых в помещениях. Эта информация будет служить основой для процесса локализации (уменьшения) чистых зон.

Для оптимизации чистых помещений необходимо сначала рассмотреть виды затрат не только на этапе проектирования, но и в процессе годичной эксплуатации. При сравнении чистых помещений ISO8, ISO7, ISO6 годовые затраты можно разделить на следующие:

- стоимость энергозатрат составляет 65—70 % от всех годовых затрат;
- капитальные затраты, т. е. капиталовложения плюс износ, составляет 15—20 %;
- эксплуатационные затраты составляют 10 %.

Таким образом, чтобы снизить расходы, особое внимание следует уделить снижению энергозатрат. Энергозатраты зависят от количества подаваемого очищенного воздуха, а количество воздуха — от объемов здания.

Если чистым воздухом следует защитить малые участки, то простым, гибким и в тоже время экономически эффективным решением могут стать чистые камеры. Также наряду с применением чистых камер значительный вклад в снижение затрат на энергию может внести рециркуляция воздуха, так как она имеет дополнительное преимущество, заключающееся в параллельном снижении капитальных затрат (благодаря снижению мощности испарителя) и эксплуатационных расходов (благодаря увеличению продолжительности срока службы HEPA или ULPA-фильтров). По сравнению с устройствами, использующими 100 % наружный воздух, применение рециркуляционного воздуха позволяет снизить затраты:

- в два раза для чистых помещений класса 10 000 (класс ISO7);
- в три раза для чистых помещений класса 100 (класс ISO5).

МОБИЛЬНАЯ ЧИСТАЯ КАМЕРА ДЛЯ СБОРКИ ГОЛОВНОГО БЛОКА С ИЗМЕНЯЕМОЙ ПЛОЩАДЬЮ РАБОЧЕЙ ЗОНЫ

Мобильная чистая камера (рис. 1—4) предназначена для сборки ГБ на основе КА массами 0.1—1000 кг и располагается внутри монтажно-испытательного корпуса (МИК). Основные характеристики мобильной чистой камеры приведены в табл. 1. При проектировании данной чистой камеры использована концепция локализации чистой зоны в помещении с более низким классом чистоты. Центр рабочей зоны (технологическое ядро) эффективно изолируется от пространства МИК с помощью герметичного корпуса модульной конструкции. Очищенный воздух после фильтров распределяется над зоной проведения сборки сверху, в результате формируется однонаправленный поток чистого воздуха, защищающий рабочую зону чистой камеры. Таким образом, уменьшение площади, на которую распределяется поток воздуха и сниже-

ние скорости воздуха приводят к уменьшению расхода воздуха.

В основе герметичного корпуса лежит металлический каркас, состоящий из отдельных секций. На металлический каркас крепятся гибкие гофрированные панели из эластичного материала. Гофрированные панели позволяют обеспечить герметичность сооружения, в тоже время их гибкость позволяет перемещать секции каркаса в нужном направлении. Нижний стык гофрированной панели и пола герметизируется специальными накладками.

Следует заметить, что класс чистоты в чистой камере ISO8, в то время как в МИК — ISO9. Перед началом процесса подачи воздуха в чистую камеру необходима дополнительная доочистка пола МИК, на котором разворачивается конструкция.

РАСЧЕТ КОНЦЕНТРАЦИИ ЧАСТИЦ В ЧИСТОМ ПОМЕЩЕНИИ ПРИ ЗАДАННОМ РАСХОДЕ ПРИТОЧНОГО ВОЗДУХА

При проектировании чистой камеры был проведен расчет концентрации частиц размером 0.5, 1.0, 5.0 мкм в рабочей зоне. Расчет необходим для оценки класса чистоты внутри чистой камеры и для подтверждения его соответствия ISO8.

Разница между числом частиц, которые удаляются из помещения и появляются в нем в течение определенного времени, приводит к изменению концентрации частиц в помещении.

Концентрация частиц в чистом помещении в момент времени t определяется формулой

$$C = [C_0 - S/\kappa_1 - \kappa_2/\kappa_1] \times \exp(-t\kappa_1/\nu) + S/\kappa_1 + \kappa_2/\kappa_1, \quad (1)$$

где

$$\kappa_1 = e \times Q \times [1 + q/Q - X(1 - n_p)],$$

$$\kappa_2 = (1 - X) \times (1 - n_{нар}) + q \times C_1.$$

При расчетах используются следующие величины: V , м³ — объем помещения, Q , м³/с (на 1 м² площади) — расход приточного воздуха, q , м³/с — объем воздуха, проникающего в помещение из-за не герметичности (инфильтрация воздуха), X , % — доля рециркуляционного воздуха, C , м⁻³ — концентрация частиц в воздухе чистого помещения, C_0 , м⁻³ — концентрация

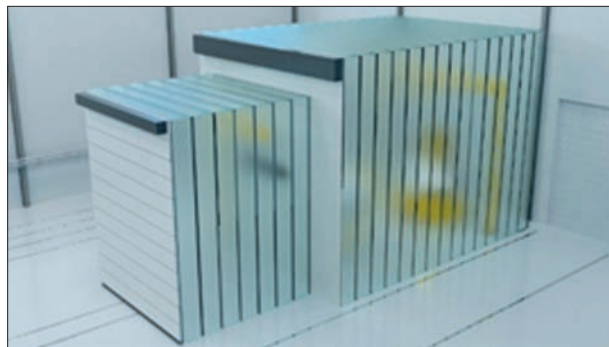


Рис. 3. Перемещение подвижных секций и формирование чистой зоны для работ с ГБ, герметизация чистой камеры

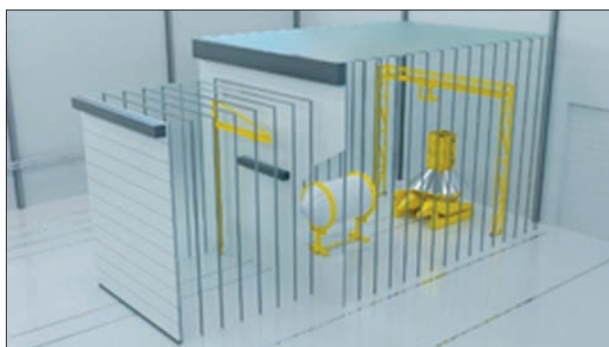


Рис. 4. Установка подвижного технологического оборудования. Выведение параметров чистоты внутри чистой камеры до требуемых показаний (ISO7, ISO8), обеспечение необходимого микроклимата в камере

Таблица 1. Основные характеристики мобильной чистой камеры

Параметр	Значение
Высота наибольшая, м	12.2
Ширина наибольшая шлюзовой камеры, м	8.2
Ширина наибольшая зала сборки головного блока, м	12.4
Длина наибольшая шлюзовой камеры, м	8
Длина наибольшая зала сборки головного блока, м	16
Длина наибольшая шлюзовой камеры в сложенном состоянии, м	0.88
Длина наибольшая зала сборки головного блока в сложенном состоянии, м	1.6
Масса, т	19

Таблица 2. Значения концентрации C частиц размером d для разных моментов времени t

d , мкм	t , ч	C , м^{-3}	C_{ISO8} , м^{-3}
0.5	1.5	1.32×10^6	3.52×10^6
0.5	2.0	0.89×10^6	3.52×10^6
1.0	1.5	3.13×10^5	8.32×10^5
1.0	2.0	2.13×10^5	8.32×10^5
5.0	1.5	1.30×10^4	2.93×10^4
5.0	2.0	0.95×10^4	2.93×10^4

частиц в воздухе в начальный момент, C_1 , м^{-3} — концентрация частиц в воздухе, поступающих за счет инфильтрации, $C_{\text{нар}}$, м^{-3} — концентрация частиц в наружном воздухе, t , с — время, $n_{\text{нар}}$ — эффективность фильтрации наружного воздуха, n_p — эффективность фильтрации рециркуляционного воздуха, S , м^{-3} — интенсивность выделения частиц внутри помещения, e — фактор эффективности системы вентиляции, n — эффективность фильтров, κ_1, κ_2 — константы.

Уравнение состоит из переменной части

$$C_{\text{var}} = [C_0 - (S/\kappa_1) - (\kappa_2/\kappa_1)] \times \exp(-tk_1/v)$$

и постоянной части

$$C_{\text{const}} = S/\kappa_1 + \kappa_2/\kappa_1, \quad C = C_{\text{var}} + C_{\text{const}}.$$

Переменная характеризует переходной процесс, когда чистое помещение достигает требуемого класса чистоты после внесения загрязнений или перехода из эксплуатируемого состояния в оснащенное. Чем больше кратность воздуха, тем меньше длительность этого переходного процесса, называемого временем восстановления.

Значение концентрации частиц в стационарном режиме определяет класс чистоты помещения.

Определим концентрацию частиц в воздухе мобильной чистой камеры для трех размеров частиц: $d = 0.5, 1$ и 5 мкм. При площади чистой камеры $\sigma = 264 \text{ м}^2$, объеме зала сборки $V_3 = 2420 \text{ м}^3$, объеме шлюзовой камеры $V_{\text{шк}} = 512 \text{ м}^3$ общий объем составит $V = V_3 + V_{\text{шк}} = 2932 \text{ м}^3$.

Согласно ГОСТ Р ИСО 14644 на 1 м^2 площади $Q_0 = 19 \text{ м}^3/\text{с}$, поэтому на полную площадь камеры $Q = 264 \times 19 = 5016 \text{ м}^3/\text{ч} = 1.4 \text{ м}^3/\text{с}$; интенсивность выделения частиц равна $S = 5 \times 10^4 \text{ мин}^{-1} = 830 \text{ с}^{-1}$.

Результаты расчетов по формуле (1) концентрации частиц размером $d = 0.5, 1$ и 5 мкм для моментов времени $t = 1.5$ и 2 ч приведены в табл. 2.

Видно, что полученные значения концентрации C меньше допустимых пределов класса ISO8. Это значит, что концентрация частиц в воздухе мобильной чистой камеры находится в допустимых пределах и соответствует классу ISO8, следовательно, применение данной камеры при сборке ГБ и подготовке КА не только возможно, но и может быть экономически целесообразным исходя из вышеперечисленных критериев (рассмотренных в разделе анализ планировок чистых помещений).

Основные преимущества мобильной чистой камеры:

- мобильность, возможность транспортировки и развертывания в помещениях МИК;
 - возможность отключения системы очистки воздуха в межпусковой период;
 - компактность размещения в МИК;
 - в МИК не используется стандартное грузоподъемное оборудование (мостовые краны);
 - использование шлюзовой камеры как части зала сборки ГБ при выполнении технологических операций по сборке ГБ;
 - более упрощенная схема работы системы температурно-влажностного режима в чистой камере сборки ГБ (возможно ее частичное отключение);
 - для персонала, работающего в чистой камере, предусматривается использование одноразовой рабочей спецодежды, что отменяет необходимость использования постирочных;
 - использование вместо аппарели роботизированной площадки обслуживания с телескопической стрелой;
 - отказ от аروحной площадки обслуживания;
 - минимизация расходов на содержание в межпусковой период, камера может складываться и упаковываться в контейнеры.
- Основные недостатки мобильной чистой камеры:
- мобильная чистая камера занимает полезную площадь МИК;
 - камера имеет ограниченные размеры;
 - необходим монтаж при развертывании.

ЛИТЕРАТУРА

1. Уайт В. *Проектирование чистых помещений*. Москва: «Клинтрум», 2004. 338 с.
2. Федотов А. Е. *Чистые помещения*. Москва: АСИНКОМ, 2003. 576 с.

Стаття надійшла до редакції 05.07.2019

REFERENCES

1. Whyte W. (2004). *Designin of Cleanrooms University*. Moscow: Cleanroom [in Russian].
2. Fedotov A. (2003). *Cleanrooms*. Moscow: ASENMCО [in Russian].

Received 05.07.2019

О. В. Воронцов, провід. інж.-констр.,

E-mail: voron190485@gmail.com

В. П. Фролов, заст. нач. комплексу, канд. техн. наук

В. М. Балашов, нач. комплексу

К. Г. Алексеев, нач. відд.

І. Ю. Ципун, нач. сектору

О. В. Мокін, провід. спец.

ДП «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»,

вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

МОБІЛЬНА ЧИСТА КАМЕРА ДЛЯ ЗБИРАННЯ ГОЛОВНИХ БЛОКІВ ЗІ ЗМІННОЮ ПЛОЩЕЮ РОБОЧОЇ ЗОНИ

Роботу присвячено оптимізації і зниженню витрат при проектуванні чистих приміщень, що використовуються у ракетно-космічній техніці.

Представлено основні напрямки оптимізації і зниження затрат не тільки на етапі виконання проектних робіт, але і у процесі експлуатації. Запропоноване нове архітектурно-планувальне рішення організації чистого приміщення у монтажно-випробувальному корпусі (МВК). Переваги використання мобільної чистої камери для збирання головного блоку (ГБ): мобільність, можливість транспортування і розгортання у приміщеннях МВК; можливість відключення системи очищення повітря у міжпусковий період; компактність розміщення у МВК; у МВК не використовується стандартне вантажопідйомне обладнання (мостові крани); використання шлюзової камери як частини зали збірки ГБ при виконанні технологічних операцій по збірці ГБ; простіша схема роботи системи температурно-вологісного режиму у чистій камері збирання ГБ (можливе її часткове відключення); для персоналу, що працює у чистій камері, передбачається використання одноразового робочого спецодягу, що виключає використання пральні; мінімізація витрат на утримання у міжпусковий період, камера може складатись і пакуватись у контейнери.

З огляду на перелічені переваги мобільної чистої камери, можна зробити висновок про доцільність її застосування при збиранні ГБ. Розроблене планувальне рішення є альтернативою раніше проєктованим приміщенням. Слід відмітити, що концепція створення мобільної чистої камери відображає сучасний напрямок розвитку наземних комплексів і відповідає вимогам мобільності, економічності і чистоти.

Ключові слова: збирання головного блоку, мобільна чиста камера, проектування чистих приміщень.

O. Vorontsov, Leading design engineer,

E-mail: voron190485@gmail.com

V. Frolov, Deputy Head of complex, Cand. Sci. in Tech.

V. Balashov, Head of complex

K. Alekseev, Head of department

I. Tsipun, Head of sector

O. Mokin, Leading specialist

Yuzhnoye State Design Office,

3, Krivorizka Str., Dnipro, Ukraine 49008

MOBILE CLEAN CHAMBER FOR ASSEMBLY OF ORBITAL MODULES WITH A VARIABLE AREA OF WORKING ZONE

The article concerns the optimization and cost reduction when designing clean rooms exploited in rocket technology. There are shown general directions of optimization and cost reduction both for the stage of project development and exploiting process. We propose the new architectural planning solution for clean room arrangement in the assembly and testing building (ATB).

The advantages of mobile clean chamber application for the assembly of the orbital module (OM) are next: mobility, the possibility of transportation and deployment in the rooms of ATB; possibility of air purification system cutoff during the inter-launch period; compact placement in ATB; the standard lifting equipment (bridge cranes) is not used inside ATB; the transfer chamber is used as a part of OM assembly hall during technological operations for module assembly; the schedule of the temperature-humidity condition system operation in a clean chamber of OM assembly is simpler (its partial shutdown is possible); the staff working in a clean chamber provided for one-off uniform, which makes laundry unnecessary; maintenance cost minimization in inter-launch periods when the chamber can be folded and packaged in containers.

The listed advantages of the mobile clean chamber prove the advisability of its application in the assembly of OM. The developed planning solution is an alternative to prior designed premises. Notice, that the concept of the mobile clean chamber design matches the current directions of the progress of ground complexes and complies with the requirements of mobility, economy, and clearance.

Keywords: assembly of orbital module, mobile clean chamber, design of clean premises.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.01.079>

УДК 536.24

Ю. М. МАЦЕВИТЫЙ¹,

акад. НАН України, д-р техн. наук, проф., зав. отд.

В. Н. СИРЕНКО²

зам. глав. констр., нач. комплекса, член-корр. МАА, канд. техн. наук

А. О. КОСТИКОВ¹

член-корр. НАН України, д-р техн. наук, зам. дир.

Н. А. САФОНОВ¹,

старш. науч. сотруд., канд. физ.-мат. наук,

E-mail: nicksaf@meta.ua

В. В. ГАНЧИН¹, вед. инж.

¹ Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины,

ул. Дм. Пожарского 2/10, Харьков, Украина, 61046

² ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»,

ул. Криворожская 3, Днепро, Украина, 49008

МЕТОДИКА ИДЕНТИФИКАЦИИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В МНОГОСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ

В статье для получения устойчивого решения обратной задачи теплопроводности применяется метод А. Н. Тихонова с эффективным алгоритмом поиска регуляризирующего параметра. Рассматриваются три обратные задачи. В первых двух определяются тепловые потоки в составном теле с идеальным и реальным тепловым контактом. В третьей обратной задаче теплопроводности при реальном тепловом контакте определяется термическое контактное сопротивление.

Искомые тепловые потоки в многослойных телах представляются в виде линейных комбинаций сплайнов Шенберга третьей степени с неизвестными коэффициентами, которые вычисляются путём решения системы линейных алгебраических уравнений. Эта система является следствием необходимого условия минимума функционала, в основу которого положен принцип наименьших квадратов отклонения моделируемой температуры от температуры, полученной в результате теплофизического эксперимента. Для регуляризации решений обратной задачи теплопроводности в этом функционале в качестве слагаемого к сумме квадратов используется стабилизирующий функционал с параметром регуляризации в качестве мультипликативного множителя. Он представляет собой сумму квадратов тепловых потоков, их первых и вторых производных с соответствующими множителями. Поиск регуляризирующего параметра осуществляется с помощью алгоритма, аналогичного алгоритму поиска корня нелинейного уравнения.

Ключевые слова: обратная задача теплопроводности, тепловой поток, термическое контактное сопротивление, метод регуляризации А. Н. Тихонова, функционал, стабилизатор, параметр регуляризации, идентификация, аппроксимация, сплайн Шенберга третьей степени.

Цитування: Мацевитый Ю. М., Сиренко В. Н., Костиков А. О., Сафонов Н. А., Ганчин В. В. Методика идентификации нестационарных тепловых процессов в многослойных конструкциях. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 1 (122). С. 79—89. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.079>

ВВЕДЕНИЕ

Решение обратных задач теплопроводности для идентификации тепловых процессов, происходящих в различном оборудовании, имеет особое значение как важный этап обеспечения адекватности математических моделей и проведения косвенных измерений параметров, которые невозможно или довольно сложно измерять непосредственно. В качестве объекта исследования в статье рассматриваются многослойные пластины или оболочки, к которым можно отнести и корпуса твердотопливных ракетных двигателей.

В первом приближении задача рассматривается в одномерной нестационарной линейной постановке. Соотношение толщины оболочки к её радиусу будем считать таким, что в уравнении теплопроводности кривизной оболочки можно пренебречь и рассматривать её как плоскую пластину. Такое допущение выбрано для упрощения изложения материала и не ограничивает применимость излагаемой методики в случае осевой симметрии оболочки, а также при переводе математической модели из прямоугольной в цилиндрическую систему координат.

Осуществляется одновременная идентификация нестационарного теплового потока, проходящего через пластину (оболочку) и термического контактного сопротивления между её слоями по результатам измерения температуры в одной или нескольких точках.

В предлагаемой методике решения совместно применяются:

- аппроксимация искомых величин по временной координате сплайнами Шенберга;
- метод функций влияния;
- метод регуляризации А. Н. Тихонова с эффективным алгоритмом поиска регуляризирующего параметра.

Обратная задача теплопроводности (ОЗТ) может быть формализована следующим образом:

$$A[f(T, M, \tau)] = T^{\text{экс}},$$

где $f(T, M, \tau)$ — искомая или искомые зависимости, которые в общем случае могут зависеть от температуры T , пространственных ко-

ординат точки M и временной координаты τ , $T^{\text{экс}}$ — заданная температура, которая имеет вид $T^{\text{экс}} = T(M, \tau)$ и в большинстве случаев известна из эксперимента (исходные данные), A — оператор, который связывает искомые зависимости с исходными данными $T^{\text{экс}}$. Такая задача, как и любая ОЗТ, ввиду нарушения причинно-следственной связи является некорректной по Адамару, что может служить причиной неустойчивости получаемого решения.

Для решения такой некорректной задачи ее либо сводят к условно-корректной, и регуляризация не проводится, либо оставляют некорректной, но применяют один из методов регуляризации [1—4, 6, 8]. Если нет теплофизического эксперимента, то $T^{\text{экс}}$ получают из решения соответствующей прямой задачи с добавлением некоторой случайной величины.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Тепловой процесс в двухслойной пластине с реальным контактом между слоями описывается следующей системой уравнений:

$$C_1 \frac{\partial T}{\partial \tau} = \lambda_1 \frac{\partial^2 T}{\partial x^2}, \quad 0 < x < L_1,$$

$$C_2 \frac{\partial T}{\partial \tau} = \lambda_2 \frac{\partial^2 T}{\partial x^2}, \quad L_1 < x < L, \quad \tau > 0, \quad (1)$$

$$\lambda_1 \frac{\partial T}{\partial x} = 0, \quad x = 0, \quad \lambda_2 \frac{\partial T}{\partial x} = Q(\tau), \quad x = L, \quad \tau > 0, \quad (2)$$

$$\lambda_1 \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=L_1-0} = \lambda_2 \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=L_1+0},$$

$$\left(\lambda_1 \frac{\partial T}{\partial x} + \frac{1}{R(\tau)} T \right) \Big|_{x=L_1-0} = \frac{1}{R(\tau)} T \Big|_{x=L_1+0}, \quad \tau > 0, \quad (3)$$

$$T(x, 0) = T_0, \quad (4)$$

$$T(x_j, \tau_k) = T_{j,k}^{\text{экс}}, \quad (5)$$

$$\tau_k = k\Delta\tau, \quad j = \overline{1, n}, \quad k = \overline{1, m},$$

где $Q(\tau)$ — искомый тепловой поток, x — пространственная координата, τ — время, λ_i, C_i , $i = 1, 2$ — теплопроводность и массовая теплоёмкость для каждого слоя соответственно, L —

толщина двухслойной пластины, L_1 — толщина первого слоя, T — температура, T_0 — начальная температура, x_j , $j = \overline{1, n}$ — пространственные координаты точек термометрирования, $R(\tau) > 0$ — термическое контактное сопротивление (при идеальном тепловом контакте $R = 0$), $\Delta\tau$ — интервал времени между измерениями, m — количество измерений, n — количество точек измерений, $T_{j,k}^{\text{экс}}$, $j = \overline{1, n}$, $k = \overline{1, m}$ — температуры, полученные в результате теплофизического эксперимента с погрешностью, которая характеризуется случайной величиной, распределённой по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и дисперсией σ^2 .

В связи с отсутствием теплофизического эксперимента данные (5) были получены из решения модельной прямой задачи (1)–(4) при известном тепловом потоке $Q(t)$.

РЕГУЛЯРИЗИРУЮЩИЙ АЛГОРИТМ РЕШЕНИЯ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ И МЕТОД ФУНКЦИЙ ВЛИЯНИЯ

Регуляризирующий алгоритм А. Н. Тихонова [8] для решения линейной обратной задачи (1)–(5) сводится к минимизации функционала

$$J = \sum_{i=1}^n \sum_{k=1}^m [T(x_i, \tau_k) - T_{i,k}^{\text{экс}}]^2 + \alpha \Omega[Q], \quad (6)$$

где α — параметр регуляризации, $\Omega[Q]$ — стабилизирующий функционал, $T(x_i, \tau_k)$ и $T_{i,k}^{\text{экс}}$ — моделируемая температура и температура из теплофизического эксперимента в точках термометрирования x_j в моменты времени τ_k .

Если искомую функцию $Q(\tau)$ представить в виде

$$Q(\tau) = \sum_{j=1}^{n_Q} q_{Q,j} \phi_{Q,j}(\tau), \quad (7)$$

где $\phi_{Q,j}(\tau)$, $j = \overline{1, n_Q}$ — некоторый финитный базис на всем интервале измерения температур, $q_{Q,j}$ — искомые коэффициенты, то тогда, используя принцип суперпозиции, решение $T(x, \tau)$ можно представить в следующем виде

$$T(x, \tau) = \bar{T}(x, \tau) + \sum_{j=1}^{n_Q} q_{Q,j} T_j(x, \tau), \quad (8)$$

где $\bar{T}(x, \tau)$ — решение краевой задачи (1)–(4) с неоднородным начальным условием (4) и одно-

родными граничными условиями (2), $T_j(x, \tau)$ — решение краевой задачи (1)–(4) с однородным начальным условием и граничными условиями вида

$$\begin{aligned} \lambda_1 \frac{\partial T_j}{\partial x} &= 0, \quad x = 0, \\ \lambda_2 \frac{\partial T_j}{\partial x} &= \phi_{Q,j}(\tau), \quad x = L, \quad \tau > 0. \end{aligned}$$

Подставляя выражение (8) в функционал (6) и взяв в качестве стабилизирующего функционала выражение

$$\begin{aligned} \Omega[Q] &= \omega_{Q,0} \int_0^{\tau_0} \left[\sum_{j=1}^{n_Q} q_{Q,j} \phi_{Q,j}(\tau) \right]^2 d\tau + \\ &+ \omega_{Q,1} \int_0^{\tau_0} \left[\sum_{j=1}^{n_Q} q_{Q,j} \phi'_{Q,j}(\tau) \right]^2 d\tau + \\ &+ \omega_{Q,2} \int_0^{\tau_0} \left[\sum_{j=1}^{n_Q} q_{Q,j} \phi''_{Q,j}(\tau) \right]^2 d\tau, \quad (9) \end{aligned}$$

можно, продифференцировав (9) по искомым коэффициентам $q_{Q,j}$, получить систему линейных уравнений

$$(\mathbf{A} + \alpha \mathbf{B}) \mathbf{q} = \mathbf{C}, \quad (10)$$

где

$\mathbf{A}$ — симметричная матрица с элементами

$$a_{ij} = \sum_{l=1}^n \sum_{k=1}^m T_l(x_l, \tau_k) T_j(x_l, \tau_k), \quad (11)$$

$\mathbf{B}$ — симметричная матрица с элементами

$$\begin{aligned} b_{ij} &= \omega_{Q,0} \int_0^{\tau_0} \phi_{Q,i}(\tau) \phi_{Q,j}(\tau) d\tau + \\ &+ \omega_{Q,1} \int_0^{\tau_0} \phi'_{Q,i}(\tau) \phi'_{Q,j}(\tau) d\tau + \\ &+ \omega_{Q,2} \int_0^{\tau_0} \phi''_{Q,i}(\tau) \phi''_{Q,j}(\tau) d\tau, \end{aligned}$$

$\mathbf{C}$ — вектор правой части системы линейных уравнений (10)

$$c_i = \sum_{l=1}^n \sum_{k=1}^m T_l(x_l, \tau_k) (T_{l,k}^{\text{экс}} - \bar{T}(x_l, \tau_k)). \quad (12)$$

В качестве $\phi_{Q,j}(\tau)$, $j = \overline{1, n_Q}$ берутся сплайны Шенберга третьей степени $B_3(\tau)$.

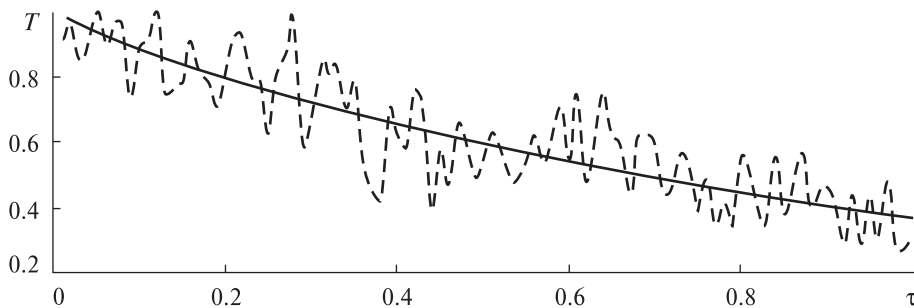


Рис. 1. Температура в точке идеального теплового контакта: сплошная линия — полученная из решения модельной задачи, пунктирная линия — полученная в результате теплофизического эксперимента с зашумлением

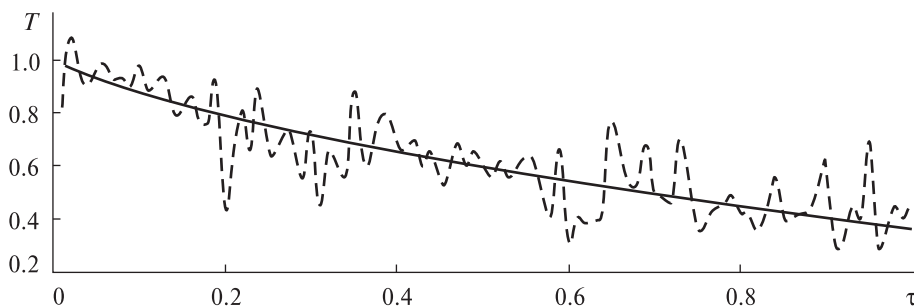


Рис. 2. Температура на границе пластины с искомым тепловым потоком: сплошная линия — полученная из решения модельной задачи, пунктирная линия — полученная в результате теплофизического эксперимента с зашумлением

В систему линейных уравнений (10) входит параметр регуляризации α , который определяется так же, как и в работах [2, 5, 7, 9, 10]. Считается, что параметр регуляризации выбран правильно, если для полученного решения по предложенной выше итерационной схеме выполняется такое двухстороннее неравенство:

$$(1 - \sqrt{2/N}) \sigma^2 \leq \delta^2 \leq (1 + \sqrt{2/N}) \sigma^2, \quad (13)$$

где N — общее количество термометрических измерений, δ^2 — среднее квадратичное отклонение модельного решения от точного решения. Алгоритм поиска параметра регуляризации α основан на каком-либо итерационном процессе поиска корня нелинейного уравнения.

На рис. 1 и 2 представлены графики температур в точке L_1 (контакт слоёв пластины) и на границе L при идеальном тепловом контакте между слоями, а на рис. 3 — идентифицированный тепловой поток на границе L . Приведенные результаты получены для следующих значений безразмерных параметров задачи: $m = 100$, $\Delta\tau = 0.01$, $n = 2$, $x_1 = L_1$, $x_2 = L$, $C_1 = 1$, $C_2 = 1$, $\lambda_1 = 1$,

$\lambda_2 = 50$, $L = 1$, $L_1 = 0.5$, $T_0 = 1$, $n_Q = 23$, $\sigma = 0.1$, $\omega_{Q,0} = 1$, $\omega_{Q,1} = 0$, $\omega_{Q,2} = 10$.

Для теплового процесса с реальным тепловым контактом графики температур в точке реального контакта и на границе пластины представлены на рис. 4 и 5, а идентифицированный тепловой поток, полученный по вышеизложенному подходу, на границе L — на рис. 6. Графики, представленные на рис. 6, получены при тех же безразмерных параметрах, что и для идеального контакта. При этом термометрирование производилось в точках пространства $x_1 = L_1$ (точка в первом слое) и $x_2 = L$.

В качестве третьей ОЗТ рассматривалась обратная нестационарная краевая задача теплопроводности (1)–(5), в которой по данным теплофизического эксперимента необходимо было определить тепловой поток $Q(\tau)$ и термическое контактное сопротивление $R(\tau)$. Поскольку точки термометрирования расположены в обоих слоях, задача была разбита на две связанные внешние обратные краевые задачи для первого и второго слоёв.

Рис. 3. Графики теплового потока в задаче с идеальным тепловым контактом: сплошная линия — заданный при решении модельной задачи, точечная линия — идентифицированный

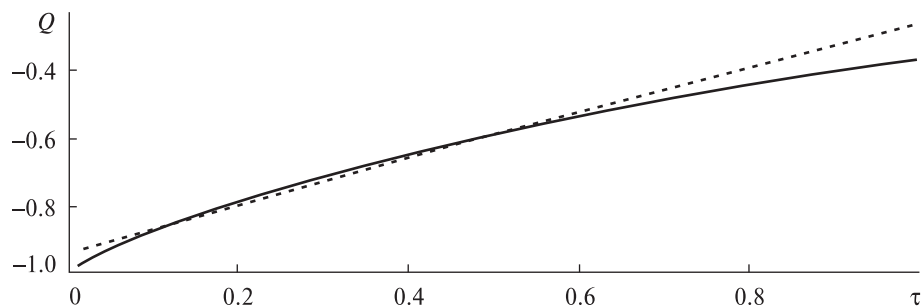


Рис. 4. Температура в точке реального теплового контакта: сплошная линия — полученная из решения модельной задачи, пунктирная линия — полученная в результате теплофизического эксперимента с зашумлением

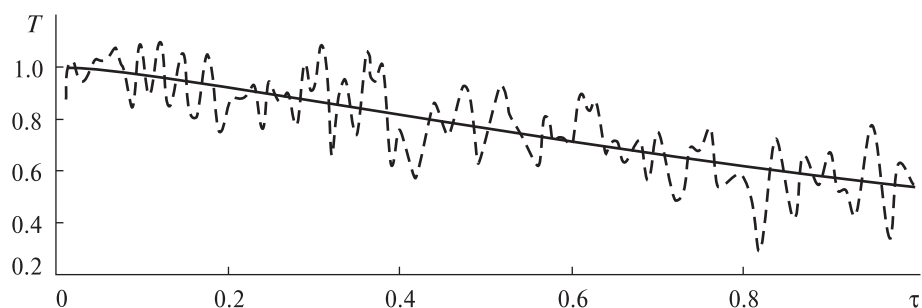


Рис. 5. Температура на границе пластины с искомым тепловым потоком в задаче с реальным тепловым контактом: сплошная линия — полученная из решения модельной задачи, пунктирная линия — полученная в результате теплофизического эксперимента с зашумлением

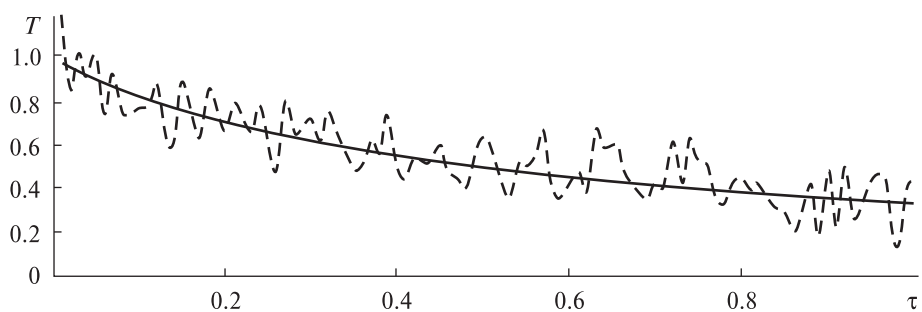
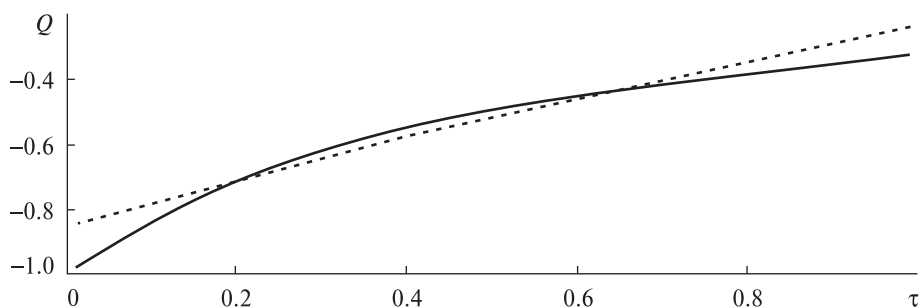


Рис. 6. Графики теплового потока на границе пластины в задаче с реальным тепловым контактом: сплошная линия — заданный при решении модельной задачи, точечная линия — идентифицированный



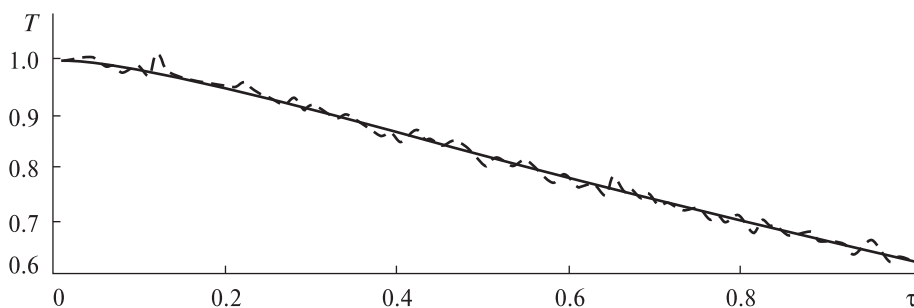


Рис. 7. Температура на границе контакта в первой среде: сплошная линия — полученная из решения модельной задачи, пунктирная линия — полученная в результате теплофизического эксперимента с зашумлением, точечная линия — идентифицированная

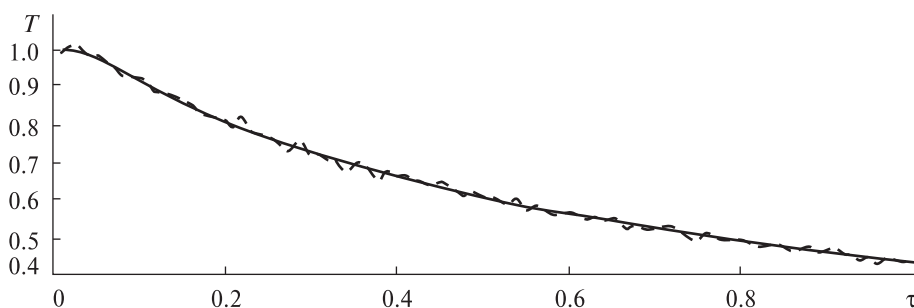


Рис. 8. Температура на границе контакта во второй среде: сплошная линия — полученная из решения модельной задачи, пунктирная линия — полученная в результате теплофизического эксперимента с зашумлением, точечная линия — идентифицированная

Тепловой поток на внешней границе $x = L$ представлен в виде (7), а тепловой поток на границе контакта $Q_R(\tau)$ — в виде

$$\lambda_1 \frac{\partial T}{\partial x} = Q_R(\tau) = \sum_{j=1}^{n_R} q_{R,j} \phi_{R,j}(\tau), \quad x = L_1,$$

где $\phi_{R,j}(\tau)$, $j = \overline{1, n_R}$ — некоторый финитный базис на всем интервале измерения температур, $q_{R,j}$, $j = \overline{1, n_R}$ — искомые коэффициенты.

Если вектор $\mathbf{q}$ размерности $n_Q + n_R$ записать в виде $\mathbf{q} = q_{Q,1}, \dots, q_{Q,n_Q}, q_{R,1}, \dots, q_{R,n_R}$, то в силу линейности задачи, используя принцип суперпозиции, температурное поле для первого слоя можно представить в виде

$$T(x, \tau) = \bar{T}(x, \tau) + \sum_{j=n_Q+1}^{n_Q+n_R} q_j T_j(x, \tau),$$

где $\bar{T}(x, \tau)$ — решение краевой задачи (1)–(4) с неоднородным начальным условием (4) и однородными граничными условиями, а

$$\{T_j(x, \tau)\}_{j=n_Q+1}^{j=n_Q+n_R} —$$

решение краевой задачи (1)–(4) с однородным начальным условием и неоднородным граничным условием второго рода

$$\lambda_1 \frac{\partial T_j}{\partial x} \Big|_{x=L_1-0} = \phi_{R,j-n_Q}(\tau), \quad \lambda_1 \frac{\partial T_j}{\partial x} \Big|_{x=0} = 0, \\ j = \overline{n_Q+1, n_Q+n_R}, \quad \tau > 0.$$

Температурное поле для второго слоя можно представить в виде

$$T(x, \tau) = \bar{T}(x, \tau) + \sum_{j=1}^{n_Q+n_R} q_j T_j(x, \tau),$$

где $\bar{T}(x, \tau)$ — то же решение краевой задачи (1)–(4), что и для первого слоя, а $T_j(x, \tau)$, $j = \overline{1, n_Q+n_R}$ — решение краевой задачи (1)–(4) с однородным начальным условием и неоднородными граничными условиями второго рода

$$\lambda_2 \frac{\partial T_j}{\partial x} \Big|_{x=L_1+0} = \phi_{R,j-n_Q}(\tau), \quad \lambda_2 \frac{\partial T_j}{\partial x} \Big|_{x=L} = 0,$$

Рис. 9. Температура на границе пластины с искомым тепловым потоком: сплошная линия — полученная из решения модельной задачи, пунктирная линия — полученная в результате теплофизического эксперимента с зашумлением, точечная линия — идентифицированная

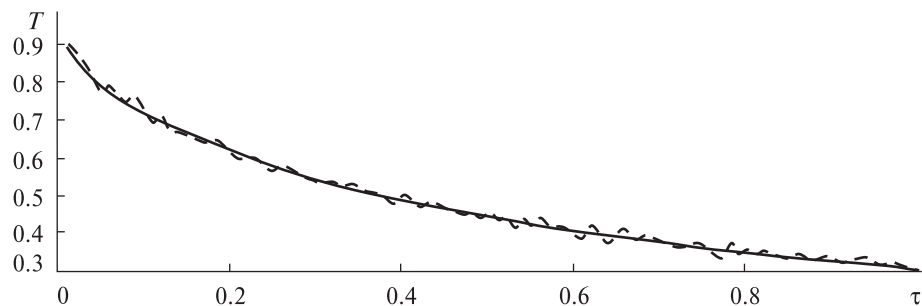


Рис. 10. Графики теплового потока на границе пластины: сплошная линия — заданный при решении модельной задачи, точечная линия — идентифицированный

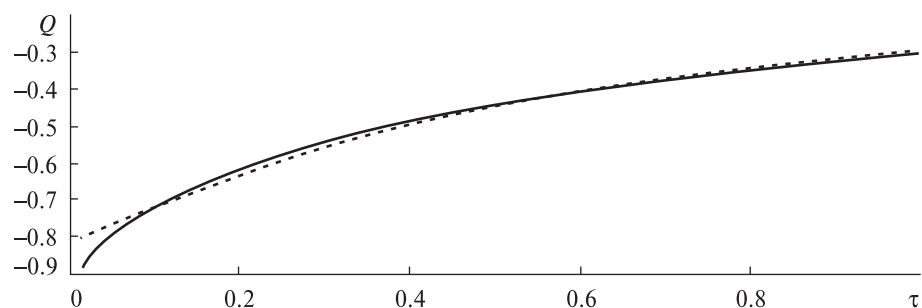


Рис. 11. Графики теплового потока на границе контакта: сплошная линия — заданный при решении модельной задачи, точечная линия — идентифицированный

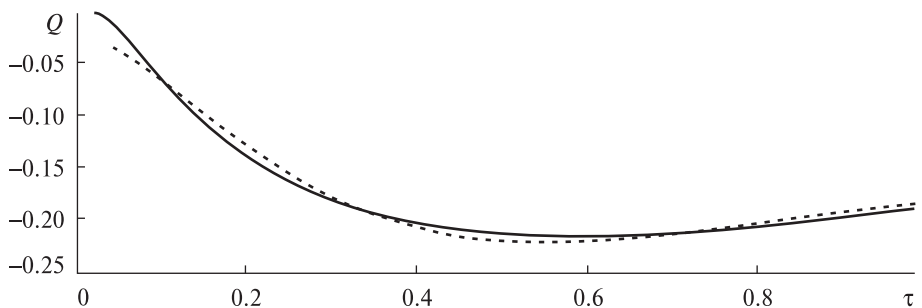
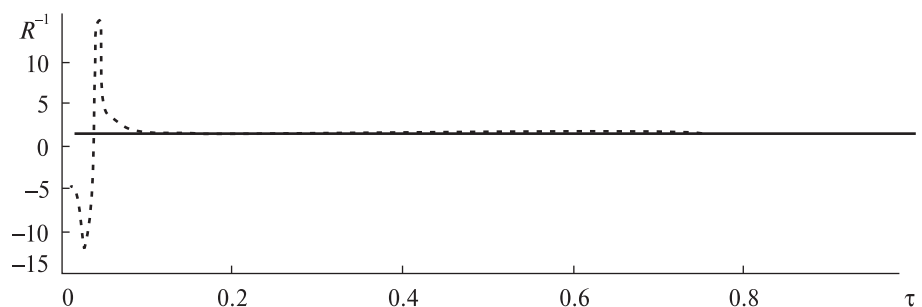


Рис. 12. Графики обратной величины термического контактного сопротивления: сплошная линия — заданное при решении модельной задачи, точечная линия — идентифицированное



$$j = \overline{n_Q + 1, n_Q + n_R}, \quad \tau > 0.$$

$$\lambda_2 \frac{\partial T_j}{\partial x} \Big|_{x=L} = \phi_{Q,j}(\tau), \quad \lambda_2 \frac{\partial T_j}{\partial x} \Big|_{x=L_1+0} = 0,$$

$$j = \overline{1, n_Q}, \quad \tau > 0.$$

Тогда, следуя рассуждениям, приведенным выше, можно получить систему линейных уравнений (10) с элементами матрицы **A** в виде (11), с элементами вектора **C** в виде (12) и с элементами матрицы **B** в виде

$$b_{ij} = \omega_{Q,0} \int_0^{\tau_0} \phi_{Q,i}(\tau) \phi_{Q,j}(\tau) d\tau +$$

$$+ \omega_{Q,1} \int_0^{\tau_0} \phi'_{Q,i}(\tau) \phi'_{Q,j}(\tau) d\tau +$$

$$+ \omega_{Q,2} \int_0^{\tau_0} \phi''_{Q,i}(\tau) \phi''_{Q,j}(\tau) d\tau,$$

$$i, j = \overline{1, n_Q};$$

$$b_{ij} = \omega_{R,0} \int_0^{\tau_0} \phi_{R,i}(\tau) \phi_{R,j}(\tau) d\tau +$$

$$+ \omega_{R,1} \int_0^{\tau_0} \phi'_{R,i}(\tau) \phi'_{R,j}(\tau) d\tau +$$

$$+ \omega_{R,2} \int_0^{\tau_0} \phi''_{R,i}(\tau) \phi''_{R,j}(\tau) d\tau,$$

$$i, j = \overline{n_Q + 1, n_Q + n_R}.$$

Подбирая параметр регуляризации таким образом, чтобы в результате решения системы линейных уравнений (10) удовлетворялось условие (13), можно по восстановленным тепловому потоку и температурам на границе контакта (рис. 7) определить термическое контактное сопротивление на этой границе. На рис. 7—9 представлены графики температур слева и справа от границы контакта и на внешней границе пластины.

Идентифицированные тепловые потоки поданы на внешней границе пластины (рис. 10) и

на границе теплового контакта (рис. 11), а обратная величина термического контактного сопротивления — на рис. 12. Приведенные результаты получены для следующих значений безразмерных параметров: $n = 3$, $x_1 = L_1 - 0$, $x_2 = L_1 + 0$, $x_3 = L$, $C_1 = 1$, $C_2 = 1$, $\lambda_1 = 1$, $\lambda_2 = 2$, $L = 1$, $L_1 = 0.5$, $T_0 = 1$, $n_Q = 23$, $n_R = 23$, $m = 100$, $\sigma = 0.01$, $\omega_{Q,0} = 1$, $\omega_{Q,1} = 0$, $\omega_{Q,2} = 10$, $\omega_{R,0} = 1$, $\omega_{R,1} = 0$, $\omega_{R,2} = 10$, $\Delta\tau = 0.01$, $R = 1$.

ВЫВОДЫ

Описанный подход совместного применения регуляризирующего алгоритма А. Н. Тихонова с методом функций влияния позволяет идентифицировать сложные зависимости тепловых потоков при определённой погрешности результатов теплофизического эксперимента. К его достоинствам следует отнести: слабую чувствительность к погрешностям измерений; возможность использования экспериментальной информации как от одного, так и от нескольких датчиков; применимость для неоднородных сред; возможность одновременного восстановления теплового потока на разных частях поверхности конструктивного элемента; простоту программирования и возможность распараллеливания вычислительного процесса, что отвечает современным требованиям, предъявляемым к методам и алгоритмам решения прямых и обратных задач.

Приведенные в статье графики демонстрируют устойчивые решения обратных задач теплопроводности для разнородных слоев как с идеальными, так и с реальными тепловыми контактами. Сплошные линии на рис. 1, 2, 4, 5, 7—9 представляют одновременно температуру, полученную в результате решения модельной прямой задачи, и температуру, идентифицированную путём решения обратной задачи, так как на графиках эти две кривые практически совпадают.

Анализируя отклонение идентифицированной температуры от температуры, полученной путём решения прямой задачи, можно сделать заключение о хорошем их согласии. Что касается тепловых потоков, то заметна погрешность их идентификации, причём более существенная на концах временного интервала.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алифанов О. М., Артюхин Е. А., Румянцев С. В. *Экстремальные методы решения некорректных задач*. Москва: Наука, 1988. 288 с.
2. Бек Дж., Блакуэлл Б., Сент-Клэр Ч (мл.) *Некорректные обратные задачи теплопроводности*. Москва: Мир, 1989. 312 с.
3. Коздоба Л. А., Круковский П. Г. *Методы решения обратных задач теплопереноса*. Киев: Наук. думка, 1982. 360 с.
4. Мацевитый Ю. М. *Обратные задачи теплопроводности*: В 2-х т. Киев: Наук. думка, 2002—2003. Т. 1: Методология. 408 с.
5. Мацевитый Ю. М., Сафонов Н. А., Ганчин В. В. К решению нелинейных обратных граничных задач теплопроводности. *Проблемы машиностроения*. 2016. **19**, № 1. С. 28—36.
6. Мацевитый Ю. М., Слесаренко А. П. *Некорректные многопараметрические задачи теплопроводности и регионально-структурная регуляризация их решений*. Киев: Наук. думка, 2014. 292 с.
7. Мацевитый Ю. М., Слесаренко А. П., Ганчин В. В. Регионально-аналитическое моделирование и идентификация тепловых потоков с использованием метода регуляризации А. Н. Тихонова. *Проблемы машиностроения*. 1999. **2**, № 1-2. С. 34—42.
8. Тихонов А. Н., Арсенин В. Я. *Методы решения некорректных задач*. Москва: Наука, 1979. 288 с.
9. Graham N. Y. Smoothing with Periodic Cubic Splines. *Bell System Tech. J.* 1983. **62**. P. 101—110.
10. Reinsch C. H. J. Smoothing by Spline Function. *Numerische Mathematik*. 1967. **10**. P. 177—183.

Стаття надійшла до редакції 09.09.2019

REFERENCES

1. Alifanov O. M., Artuhin E. A., Rumyantsev S. V. (1988). *Ekstremalnye metody resheniya nekorrektnykh zadach*. Moscow: Nauka [in Russian].
2. Beck J., Blakuell B., Sent-Kler Ch (ml.) (1989). *Nekotorye obratnye zadachi teploprovodnosti*. Moscow: Mir [in Russian].
3. Kozdoba L. A., Krukovskiy P. G. (1982). *Metody resheniya obratnykh zadach teploperenosa*. Kyev: Naukova dumka [in Russian].
4. Matsevityy Yu. M. (2002—2003). *Inverse problems of heat conduction*: in 2 vols. Vol. 1. Appendices: Metodologiya. Kyev: Naukova dumka [in Russian].
5. Matsevityy Yu. M., Safonov N. A., Ganchin V. V. (2016). To the solution of nonlinear inverse boundary value problems of heat conduction. *J. Mechanical Engineering*, **19**, № 1, 28—36 [in Russian]. URL: <https://doi.org/10.15407/pmach2016.01.028> (Last accessed 09/09/2019).
6. Matsevityy Yu. M., Slesarenko A. P. (2014). *Nekorrektnye mnogoparametricheskie zadachi teploprovodnosti i regionalno-strukturnaya regulyarizatsiya ikh resheniy*. Kyev: Naukova dumka [in Russian].
7. Matsevityy Yu. M., Slesarenko A. P., Ganchin V. V. (1999). Regional analytical modeling and identification of heat fluxes using the regularization method A. N. Tikhonova. *J. Mechanical Engineering*, **2**, № 1-2, 34—42 [in Russian].
8. Tikhonov A. N., Arsenin V. Ya. (1975). *Metody resheniya nekorrektnykh zadach*. Moscow: Nauka [in Russian].
9. Graham N. Y. (1983). Smoothing with Periodic Cubic Splines. *Bell System Tech. J.*, **62**, 101—110.
10. Reinsch C. H. J. (1967). Smoothing by Spline Function. *Numerische Mathematik*, **10**, 177—183.

Received 09.09.2019

Ю. М. Мацевитий¹

акад. НАН України, д-р техн. наук, проф., зав. відд.

В. М. Сиренко²

заст. голов. констр., нач. комплексу, член-кор. МАА, канд. техн. наук

А. О. Костиков¹

член-кор. НАН України, д-р техн. наук, заст. дир.

М. О. Сафонов¹

старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук,

E-mail: nicksaf@meta.ua

В. В. Ганчин¹, провід. інж.

¹ Інститут проблем машинобудування ім. А. Н. Підгорного НАН України,
вул. Дм. Пожарського 2/10, Харків, Україна, 61046

² ДП «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»,
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

МЕТОДИКА ІДЕНТИФІКАЦІЇ НЕСТАЦІОНАРНИХ ТЕПЛОВИХ ПРОЦЕСІВ В БАГАТОШАРОВИХ КОНСТРУКЦІЯХ

У статті для отримання стійкого розв'язання оберненої задачі теплопровідності застосовується метод регуляризації А. М. Тихонова з ефективним алгоритмом пошуку регуляризаційного параметра. Розглядаються три обернені задачі. У перших двох визначаються теплові потоки у складеному тілі з ідеальним і реальним тепловим контактом. У третій оберненої задачі теплопровідності при реальному тепловому контакті визначається термічний контактний опір.

Шукані теплові потоки у багатошарових тілах розглядаються у вигляді лінійних комбінацій сплайнів Шенберга третього ступеня з невідомими коефіцієнтами, які обчислюються шляхом рішення системи лінійних алгебраїчних рівнянь. Ця система є наслідком необхідної умови мінімуму функціонала, в основу якого покладено принцип найменших квадратів відхилення модельованої температури від температури, отриманої в результаті теплофізичного експерименту. Для регуляризації рішень оберненої задачі теплопровідності використовується стабілізуючий функціонал з параметром регуляризації як мультиплікативним множником. Він є сумою квадратів теплових потоків, їхніх перших і других похідних з відповідними множниками. Пошук регуляризаційного параметра здійснюється за допомогою алгоритму, аналогічного алгоритму пошуку кореня нелінійного рівняння.

Ключові слова: обернена задача теплопровідності, тепловий потік, термічний контактний опір, метод регуляризації А. М. Тихонова, функціонал, стабілізатор, параметр регуляризації, ідентифікація, апроксимація, сплайн Шенберга третього ступеня.

*Yu. M. Matsevity*¹

Academician, Dr. Sci. in Tech., Professor, Head of department

*V. N. Sirenko*²

Deputy Chief Designer, Head of complex, Corresponding member IAA, Cand. Sci. in Tech.,

E-mail: info@yuzhnoye.com

*A. O. Kostikov*¹

Corresponding member NASU, Dr. Sci. in Tech., Deputy Director

*N. A. Safonov*¹,

Senior researcher, Cand. Sci. in Phys. & Math.,

E-mail: nicksaf@meta.ua

*V. V. Ganchin*¹, Leading engineer

¹ A. N. Podgorny Institute for Mechanical Engineering Problems of the NASU,

Dm. Pozharsky str., 2/10, Kharkiv, Ukraine, 61046

² Yuzhnoye State Design Office

3, Krivorizka Str., Dnipro, Ukraine 49008

METHOD OF IDENTIFICATION OF NON-STATIONARY THERMAL PROCESSES IN MULTILAYER STRUCTURES

In the article, the method of A. N. Tikhonov with an effective algorithm for finding a regularization parameter is used to obtain a stable solution of the inverse problem of heat conduction (IPHC). Three inverse problems are considered. The first two determine the heat fluxes in the composite body with ideal and real thermal contact. In the third IPHC, the thermal contact resistance is determined with real thermal contact.

The desired heat fluxes in multilayer bodies are represented as linear combinations of third-degree Schönberg splines with unknown coefficients, which are calculated by solving a system of linear algebraic equations. This system is a consequence of the necessary condition for the minimum of the functional based on the principle of least squares of the deviation of the simulated temperature from the temperature obtained as a result of a thermophysical experiment. To regularize IPHC solutions, a stabilizing functional with a regularization parameter as a multiplicative factor is used. It is the sum of the squares of the heat fluxes, their first and second derivatives with the corresponding multipliers. The regularization parameter search is performed using an algorithm similar to the non-linear equation root search algorithm.

Keywords: inverse heat conduction problem, heat flow, thermal contact resistance, A. N. Tikhonov's regularization method, functional, stabilizer, regularization parameter, identification, approximation, Schönberg spline of the third degree.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.01.090>
УДК 620.22:620.17

И. А. ГУСАРОВА¹

нач. отд., канд. техн. наук

Т. А. МАНЬКО²

д-р техн. наук, проф.

О. П. РОМЕНСКАЯ¹, инж. 2 кат.,

E-mail: olgaromenskaja@gmail.com

А. В. ЛИТОТ¹, инж. 2 кат.

¹ ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»,

ул. Криворожская 3, Днепро, Украина, 49008

² Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара,

Просп. Гагарина 72, Днепро, Украина, 49010

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМА ВЛИЯНИЯ ПЛАЗМЕННОЙ ОБРАБОТКИ НА СВОЙСТВА НИЗКОМОДУЛЬНЫХ УГЛЕВОЛОКОН

Исследуется механизм влияния высокоэнергетических потоков плазмы на свойства низкокомодульных углеродных волокон. Плазменные потоки являются одним из перспективных направлений повышения адгезии углеродного волокна к эпоксидной матрице, а соответственно, и прочности композиционных материалов. Представлена технология обработки углеродных волокон (традиционных) плазмой диэлектрического барьерного разряда, в качестве плазмообразующего газа которого выступает воздух. Для активации плазмообразующего газа и насыщения его функциональными группами обработку предложено проводить с добавлением химических прекурсоров. Целью использования химических прекурсоров — акриловой кислоты и аллиламина — является создание на поверхности углеродного волокна функциональных групп OH, COOH, C=O, C-O-C, -O-O-, NH₂, NH и др., ответственных за способность материала к сшивке с эпоксидной матрицей.

Приведены результаты исследований поверхностного слоя исходных (традиционных) и обработанных атмосферной плазмой углеродных волокон методами рентгеновской фотоэлектронной спектроскопии, инфракрасной спектроскопии, рамановской спектроскопии (комбинационного рассеяния света) и электронно-микроскопического анализа. Представлены выводы о проделанной работе и оценка полученных результатов.

Полученные сведения о поверхностном составе низкокомодульных углеродных волокон позволили представить возможным сделать вывод о целесообразности применения атмосферной плазменной обработки для активирования поверхности наполнителя (углеродных волокон) и адсорбирования на ней активных функциональных групп, ответственных за адгезионную прочность.

Ключевые слова: низкокомодульные углеродные волокна, плазменная обработка, рентгеноэлектронная спектроскопия, инфракрасная спектроскопия.

Цитування: Гусарова И. А., Манько Т. А., Роменская О. П., Литот А. В. Исследование механизма влияния плазменной обработки на свойства низкокомодульных углеволокон. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 1 (122). С. 90—99. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.090>

Широкое распространение в конструкциях космической техники получили волокнистые композиционные материалы на основе углеродных волокон. Уникальные свойства композиционных материалов, в который наполнитель — углеродные волокна, определяются, в первую очередь, высокими механическими свойствами самих волокон и прочностью их сцепления с эпоксидной матрицей (адгезией) [4].

Одним из перспективных направлений повышения адгезии углеволокна к эпоксидной матрице, а соответственно, и прочности композиционных материалов, является воздействие высокоэнергетических потоков плазмы на поверхность наполнителя [1].

Плазменные методы обработки углеродных волокон, представляющие собой воздействие на материал плазмы газовых разрядов, позволяют направленно изменять структуру в контакте наполнитель — связующее с целью изменения физико-механических свойств углекомполитов [5].

Атмосферная плазма является универсальным инструментом, используемым для химико-термической обработки поверхности изделий. Действие потоков энергии, помимо явлений закалочного характера, приводит к перемешиванию и диспергированию поверхностных слоев материала.

Плазменная обработка приводит к возникновению активных групп на поверхности углеродных волокон. Эти группы взаимодействуют с функциональными группами матрицы и таким образом повышают адгезионную прочность. Чем больше таких групп, тем сильнее связь между углеродными волокнами и эпоксидной матрицей.

В данной работе исследовали традиционные низкомодульные углеродные волокна УКН/5000 и волокна, обработанные атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты и аллиламина. Обработку волокон атмосферной плазмой проводили по следующему режиму: между двумя электродами создавался диэлектрический барьерный разряд, в качестве плазмообразующего газа выступал воздух (рис. 1). Для активации плазмообразующего газа и насыщения его функциональными группами обработку проводили с добавлением химических прекурсоров — акриловой кислоты и аллиламина. Целью использования акриловой кислоты и аллиламина является создание функциональных групп OH , COOH , C=O , C-O-C , -O-O- , NH_2 , NH и др., ответственных за способность материала к сшивке с эпоксидной матрицей.

Исследуя воздействие плазменной обработки в приведенных выше средах, мы использовали рентгеновскую фотоэлектронную спектроско-

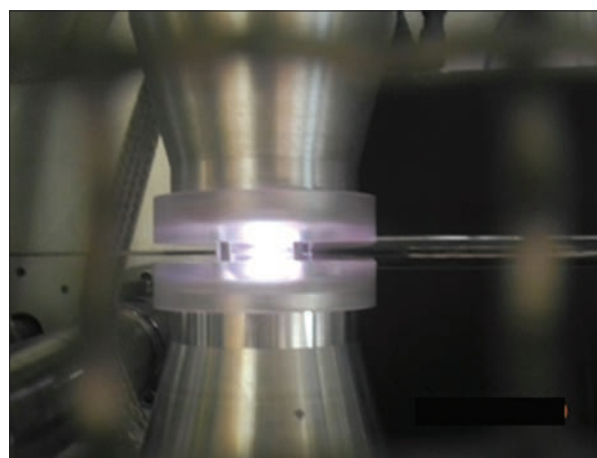
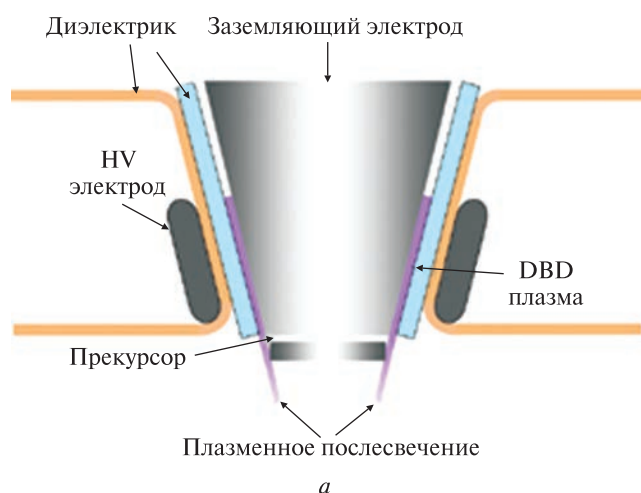


Рис. 1. Плазменный поток, проходящий через углеродное волокно УКН/5000: а — схема электродов, б — процесс плазменной обработки

пию, инфракрасную спектроскопию, рамановскую спектроскопию (комбинационное рассеяние света) и микроструктурный анализ.

Рентгеновскую фотоэлектронную спектроскопию (XPS) проводили на электронном спектрометре Kratos AxisUltra DLD на образцах углеродного волокна УКН/5000, полученных традиционным способом, и образцах, обработанных атмосферной плазмой, при этом толщина аппрета составляла до 5 нм [8].

Результаты XPS представлены в виде энергетических спектров связи элементов при немонахроматическом AlK α -излучении, по которым на основании имеющегося банка данных идентифицируют функциональные группы на поверхности углеродного волокна (в спектре 1s-уровня) [2, 3]. На основании результатов XPS поверхностного слоя исходного углеродного волокна УКН/5000 обнаружены функциональные группы С-С, С-О-Н, С=О и О=С-ОН (табл. 1).

Установлено, что в исходном состоянии на поверхности углеродного волокна УКН/5000 содержания функциональных групп равны: С-С — 64 %, С-О-Н — 25 %, С=О — 1 % и О=С-ОН — 10 % (рис. 2, а).

При обработке атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты (рис. 2, б) содержание в поверхностном слое волокна функциональных групп С-С уменьшается до 52 %, С-О-Н не изменяется и составляет 25 %, С=О — увеличивается до 16 %, а О=С-ОН уменьшается до 7 %. Также установлено значительное увеличение количества функциональных групп С=О, которые обладают максимальной реакционной способностью, обусловленной ковалентной неполярной связью.

При обработке углеродного волокна УКН/5000 атмосферной плазмой в среде аллиламина (рис. 2, в) при содержании углерода 74 % и кислорода 26 % изменяется общее содержание следующих функциональных групп. Содержание в поверхностном слое волокна функциональных групп С-С увеличивается до 68 %, С-О-Н — уменьшается до 19 %, С=О — увеличивается до 8 %, а О=С-ОН уменьшается до 5 %.

Состояние поверхности на границе «наполнитель — связующее» определяется смачиваемостью и адгезией между фазами, которая подтверждается образованием функциональной группы С-О-Н являющейся полярной гидрофильной группой, характеризующей способность волокна к смачиванию. Ее количество в исходном состоянии и при обработке волокна плазмой с акриловой кислотой составляет 25 %, а при обработке в среде аллиламина уменьшается до 19 %.

Установлено, что при обработке поверхности углеродного волокна УКН/5000 плазмой в среде акриловой кислоты и в среде аллиламина повышается до 16 % и 8 % соответственно содержание двойных С=О-связей. При этом в исходном волокне их содержание составляло 1 %.

На основании результатов XPS поверхностного слоя исследуемых углеродных волокон УКН/5000 показано, что обработка атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты и в среде аллиламина повышает количество функциональных групп, и как следствие повышало физико-механических характеристик углепластика.

Исследования процессов видоизменения в поверхностном слое исследуемых углеродных волокон проводили с помощью метода инфра-

Таблица 1. Содержание элементов в поверхностном слое исследуемых углеродных волокон УКН/5000

Прекурсор	Содержание элементов		Содержание функциональных групп в спектре 1s-уровня углерода (C1s)			
	С, %	О, %	С-С, %	С-О-Н, %	С=О, %	О=С-ОН, %
УКН/5000, без прекурсора	68	33	64	25	1	10
УКН/5000, акриловая кислота	74	26	52	25	16	7
УКН/5000, аллиламин	74	26	68	19	8	5

I , о.е.

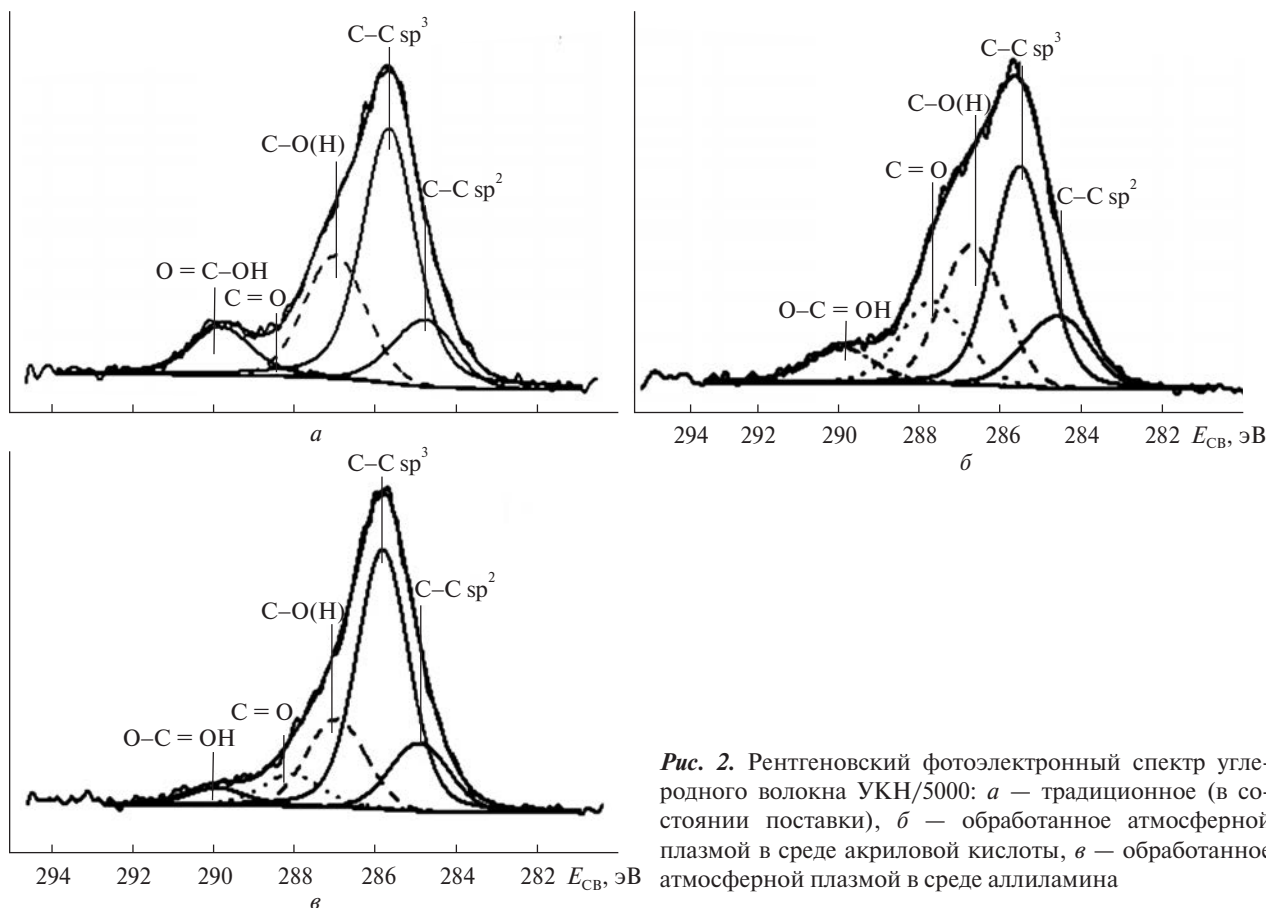


Рис. 2. Рентгеновский фотоэлектронный спектр углеродного волокна УКН/5000: *а* — традиционное (в состоянии поставки), *б* — обработанное атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты, *в* — обработанное атмосферной плазмой в среде алиламина

красной спектроскопии на инфракрасном фуре-спектрометре «Nicoletis5». На рис. 3 представлены инфракрасные спектры поглощения инфракрасных лучей поверхностью углеродных волокон УКН/5000 до (рис. 3, *а*) и после обработки атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты (рис. 3, *б*) и алиламина (рис. 3, *в*).

В результате проведенных исследований можно заключить, что в области частот одинарных и двойных валентных колебаний, на поверхности углеродного волокна УКН/5000, обработанного атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты наблюдается увеличение интенсивности пропускания групп C-C, C=O и альдегидной группы по сравнению со значениями, полученными для традиционного волокна и обработанного плазмой в среде алиламина. Данные группы ответственны за реакционную способность

наполнителя к взаимодействию с группами эпоксидной матрицы. Величина пропускания группы C-C составляет 1.22 для углеродного волокна УКН/5000, обработанного атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты, а для традиционного — 1.2, для обработанного плазмой в среде алиламина — 1.12. Установленное значение пропускания группы C=O на поверхности углеродного волокна УКН/5000, обработанного атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты, составляет 1.5, для традиционного — 1.45, для обработанного плазмой в среде алиламина — 1.27. Альдегидная группа соответствует значению 1.53 для поверхности углеродного волокна УКН/5000, обработанного атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты, для традиционного — 1.48, для обработанного плазмой в среде алиламина — 1.32.

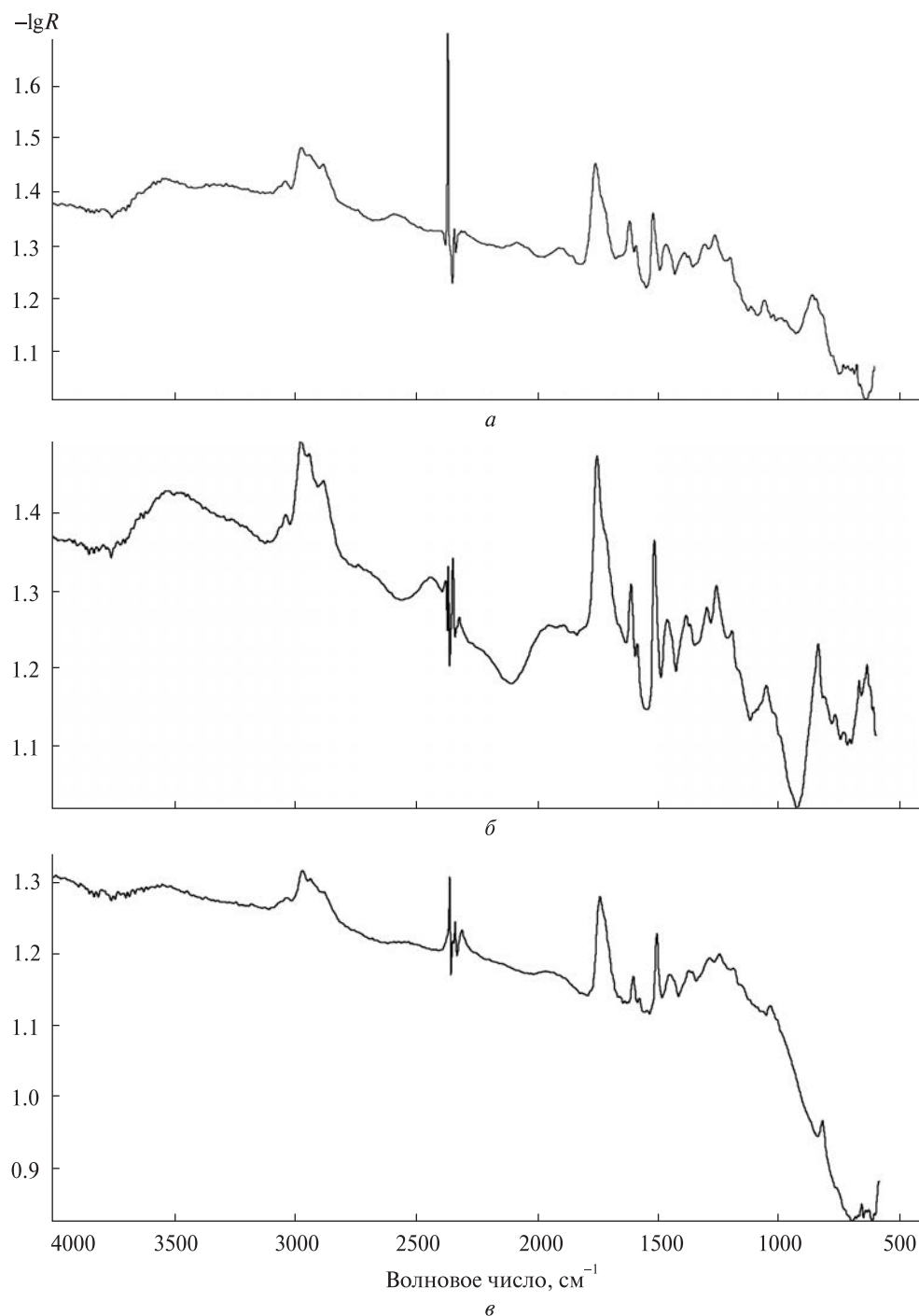


Рис. 3. ИК-спектр углеродного волокна УКН/5000: *a* — традиционное, до обработки, *б* — обработанного атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты, *в* — обработанного атмосферной плазмой в среде аллиламина

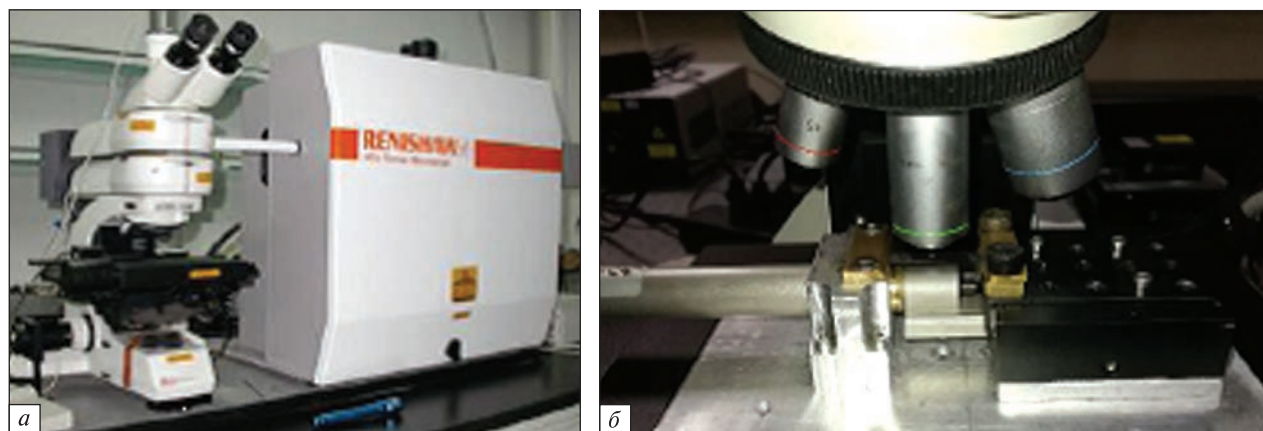


Рис. 4. Установка Micro Raman: а — общий вид установки, б — вид исследуемого образца углеродного волокна под индентором

Таким образом, атмосферная плазменная обработка позволяет использовать полученные углеродные волокна, обработанные плазмой в среде акриловой кислоты для увеличения адгезионной прочности в контакте «наполнитель — матрица», что подтверждается полученными спектрами поглощения ИК-излучения (рис. 3).

С целью исследования поверхности углеродного волокна УКН/5000, как традиционного, так и обработанного атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты и аллиламина, использовали спектроскопию комбинированного рассеяния света на установке «Micro Raman» (рис. 4).

В работе получены спектры комбинационного рассеяния из средней части исследуемых углеродных волокон УКН/5000 при воздействии осевой нагрузки величиной 1...1.5 % от разрушающей (предел прочности при растяжении 2500 МПа) в направлении волокон, в диапазоне частотного сдвига 1150...1750 см^{-1} и при значениях длин волн источника лазерного возбуждения 488, 532, 633 и 785 нм (рис. 5). Наибольшая чувствительность молекул углеродных волокон УКН/5000 наблюдается при воздействии длины волны лазера равной 488 нм. На спектрах комбинационного рассеяния (рис. 5) представлены две основные полосы, которые характеризуются шириной в диапазоне волновых чисел от 1330 см^{-1} до 1585 см^{-1} : полоса D и полоса G соответственно. Отношение интенсивностей полос D и G (I_D/I_G)

применяли для оценки критерия активности поверхности наполнителя, связанной с наличием атомов углерода с некомпенсированной валентностью (L_a). Это отношение коррелирует с прочностью композиционного материала [7].

Количество атомов углерода с некомпенсированной валентностью на поверхности углеродного волокна УКН/5000 традиционного и обработанного плазмой рассчитывали с помощью функции Лоренца по формуле [6]:

$$L_a = C/(I_D/I_G),$$

где C — коэффициент, зависящий от линий лазерного возбуждения. Для значения длины волны источника лазерного возбуждения 488 нм, равен 4.4 [6].

Относительные положения полос D , G , значения отношений I_D/I_G и количество атомов углерода с некомпенсированной валентностью представлены в табл. 2.

Из табл. 2 следует, что полосы D и G показали одинаковые проявления во всех спектрах исследуемых углеродных волокон УКН/5000, которые соответственно наблюдаемы в диапазоне частотного сдвига 1150...1750 см^{-1} ($\lambda = 8695...5714$ нм). Установлено, что после обработки атмосферной плазмой пиковая частота полос D , G для всех волокон несколько снизилась. Значение полной ширины полосы D для обработанных углеродных волокон увеличилось. Образцы углеродных

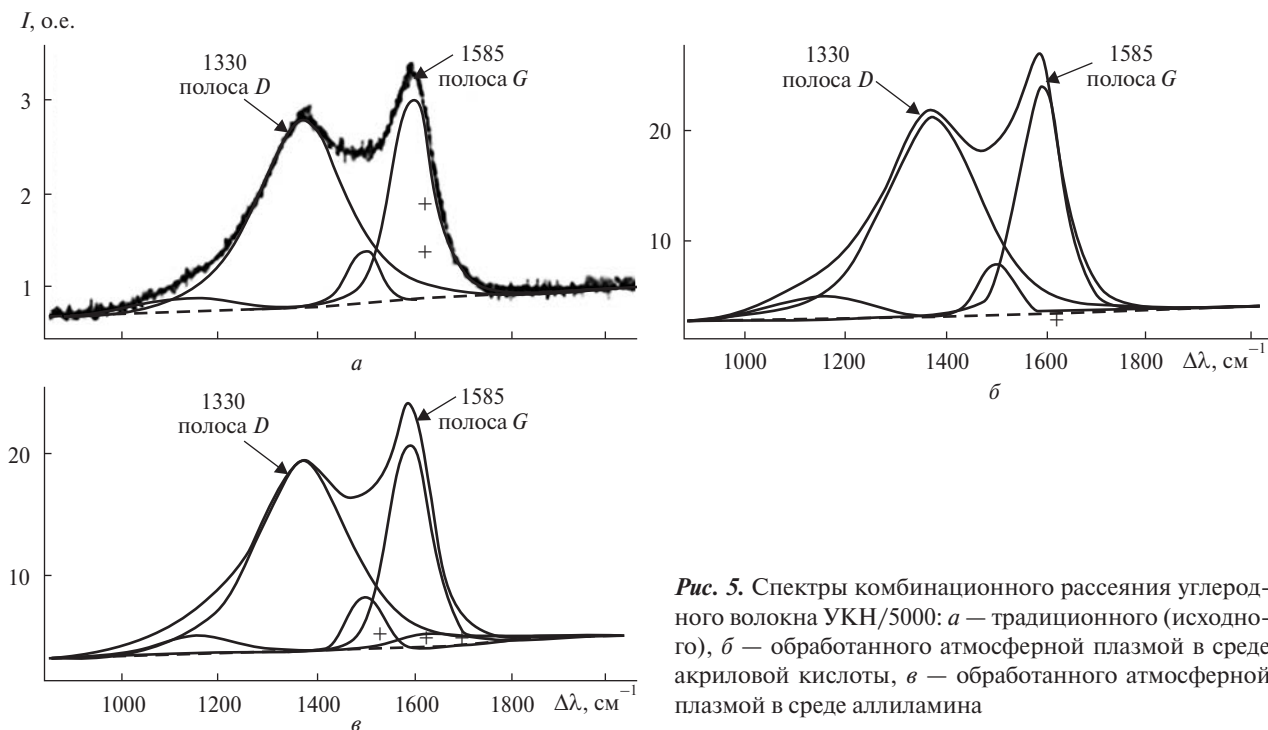


Рис. 5. Спектры комбинационного рассеяния углеродного волокна УКН/5000: а — традиционного (исходного), б — обработанного атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты, в — обработанного атмосферной плазмой в среде аллиламина

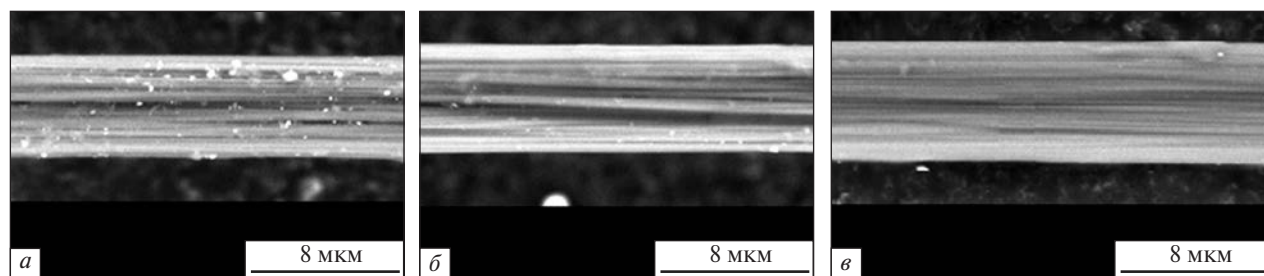


Рис. 6. Микроструктура поверхности углеродных волокон УКН/5000: а — традиционное ($d = 6.94$ мкм), б — обработанное плазмой с акриловой кислотой ($d = 7.05$ мкм), в — обработанное плазмой с аллиламином ($d = 7.03$ мкм)

Таблица 2. Экспериментальные значения интенсивности I пиков и их соотношение, полученные методом спектроскопии комбинированного рассеяния света

Наименование углеродного волокна УКН/5000	Полоса D			Полоса G			I_D/I_G	L_a
	I , отн. ед.	λ_0 , нм	$\Delta\lambda$, нм	I , отн. ед.	λ_0 , нм	$\Delta\lambda$, нм		
Традиционное	2749.43	1374.68	118.42	3252.54	1595.74	101.91	0.845	5.21
Обработанное атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты	1911.40	1373.20	124.95	2401.48	1589.30	103.04	0.796	5.53
Обработанное атмосферной плазмой в среде аллиламина	2251.32	1369.96	122.54	2754.75	1588.51	100.04	0.817	5.38

волокон УКН/5000, обработанных плазмой в среде аллиламина, показали увеличения ширины полосы D , равное 4.12 нм и уменьшение ширины полосы G на 1.87 нм относительно значения, полученного на традиционном волокне. Образцы углеродных волокон, обработанных плазмой в среде акриловой кислоты, показали увеличение ширины полосы D , равное 6.53 нм и увеличение значения ширины полосы G , равное 1.02 нм, что не противоречит возникновению более упорядоченной структуры углеродного волокна.

При исследовании традиционных (в состоянии поставки) углеродных волокон УКН/5000 отношение интенсивностей полосы D к полосе G составляет 0.845.

Наибольшее снижение отношения интенсивности I_D/I_G установлено на образцах углеродных волокон УКН/5000, обработанных атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты, составляющее 0.796, которое коррелирует с прочностными показателями.

При обработке волокна атмосферной плазмой в среде аллиламина получено значение отношения интенсивностей полосы D к полосе G , составляющее 0.817.

Рассчитанное количество атомов углерода с некомпенсированной валентностью в исследуемых традиционных углеродных волокнах УКН/5000 составляет 5.21, в обработанных атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты — 5.53, в среде аллиламина — 5.38. Увеличение количества атомов углерода на 6 % при обработке волокна плазмой с акриловой кислотой

позволит спрогнозировать повышение физико-механических характеристик композита.

Исследование поверхности углеродного волокна УКН/5000 как исходного, так и после атмосферной плазменной обработки в среде акриловой кислоты и аллиламина также проводилось с использованием микроскопа «PhenomPro» (рис. 6).

Получено, что в поверхностном слое угленаполнителя в состоянии поставки наблюдаются частицы посторонних включений, которые могут быть ответственны за снижение адгезионных характеристики в контакте «наполнитель — матрица». Состояние поверхности углеродных волокон после обработки плазмой совершенно иное. На них отсутствуют посторонние включения и имеются только продольные бороздочки, которые могут способствовать механическому сцеплению на границе контакта «наполнитель — матрица».

Выводы. Проведены исследования поверхности традиционных низкомодульных углеродных волокон УКН/5000 и обработанных волокон атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты и аллиламина методами рентгеновской фотоэлектронной спектроскопии, инфракрасной спектроскопии, рамановской спектроскопии и электронно-микроскопического анализа.

На основании проведенных исследований показана целесообразность применения атмосферной плазменной обработки для активирования поверхности наполнителя (углеродных волокон) и адсорбирования на ней активных функциональных групп, ответственных за адгезионную прочность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аверин В. А., Гольдин Л. Л., Лейман В. Г., Теврюков А. А. *Газоразрядная плазма: Учеб. пособие*. Москва: МФТИ, 1997.
2. Мазалов Л. Н. *Рентгеновские спектры*. Новосибирск: ИНХСОРАН, 2003. 329 с.
3. Нефедов В. И. *Рентгеноэлектронная спектроскопия химических соединений: справочник*. Москва: Химия, 1984. 256 с.
4. Deng S., Ye L. Influence of fiber-matrix adhesion on mechanical properties of graphite/epoxy composites. 1. Tensile, flexure and fatigue properties. *J. Reinforced Plastics and Composites*. 1999. **18**(11). P. 1021—1040.
5. Fukunaga A., Komami T., Ueda S., Nagumo M. Plasma treatment of pitch-based ultra high modulus carbon fibers. *Carbon*. 1999. **37**(7). P. 1087—1091.
6. Matthews M. J., Pimenta M. A., Dresselhaus G., Dresselhaus M. S., Endo M. Origin of dispersive effects of the Raman D band in carbon materials. *Phys. Rev. B*. 1999. **59**(10). P. R6585—R6588.

7. Tuinstra F., Koenig J. L. Raman spectrum of graphite. *J. Chem. Phys.* 1970. **53**(3). P. 1126.
8. Wagner C. D., Riggs W. M., Davis L. E. *Handbook of X-ray photoelectron spectroscopy*. Minnesota, Perkin–Elmer Corporation, 1979.

Стаття надійшла до редакції 05.07.2019

REFERENCES

1. Averin V. A., Goldin L. L., Lejman V. G., Tevryukov A. A. (1997). *Discharge plasma*. Moscow: MFTI [in Russian].
2. Mazalov L. N. (2003). *Rentgenovskie spektry*. Novosibirsk: INHSORAN.
3. Nefedov V. I. (2003). *X-ray electron spectroscopy of chemical compounds*. Moscow.
4. Deng S., Ye L. (1999). Influence of fiber-matrix adhesion on mechanical properties of graphite/epoxy composites. 1. Tensile, flexure and fatigue properties. *J. Reinforced Plastics and Composites*, **18**(11), 1021–1040.
5. Fukunaga A., Komami T., Ueda S., Nagumo M. (1999). Plasma treatment of pitch-based ultra high modulus carbon fibers. *Carbon*, **37**(7), 1087–1091.
6. Matthews M. J., Pimenta M. A., Dresselhaus G., Dresselhaus M. S., Endo M. (1999). Origin of dispersive effects of the Raman D band in carbon materials. *Phys. Rev. B*, **59**(10), R6585–R6588.
7. Tuinstra F., Koenig J. L. (1970). Raman Spectrum of Graphite. *J. Chemical Physics*, **53**(3), 1126.
8. Wagner C. D., Riggs W. M., Davis L. E. (1979). *Handbook of X-ray photoelectron spectroscopy*. Minnesota, Perkin–Elmer Corporation.

Received 05.07.2019

І. О. Гусарова¹

нач. відділу, канд. техн. наук

Т. А. Манько²

д-р техн. наук, проф.

О. П. Роменська¹, інж. 2 кат.,

E-mail: olgaromenskaja@gmail.com

О. В. Литом¹, інж. 2 кат.

¹ ДП «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»,
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

² Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара,
Просп. Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010

ДОСЛІДЖЕННЯ МЕХАНІЗМУ ВПЛИВУ ПЛАЗМОВОЇ ОБРОБКИ НА ВЛАСТИВОСТІ НИЗЬКОМОДУЛЬНИХ ВУГЛЕЦЕВИХ ВОЛОКОН

Досліджується механізм впливу плазмової обробки на властивості низькомодульних вуглецевих волокон. Плазмові потоки є одним із перспективних напрямків підвищення адгезії вуглецевого волокна до епоксидної матриці, і відповідно, підвищення міцності композитних матеріалів. Описано технологію обробки вуглецевих волокон (традиційних) плазмою діелектричного бар'єрного розряду, де за плазмоутворювальний газ використовується повітря. Для активації плазмоутворювального газу і насичення його функціональними групами обробку запропоновано проводити з додаванням хімічних прекурсорів — акрилової кислоти та аліламіну. Метою використання хімічних прекурсорів — акрилової кислоти та аліламіну є створення на поверхні вуглецевого волокна функціональних груп : OH, COOH, C=O, C-O-C, -O-O-, NH₂, N та інших, відповідальних за спроможність матеріалу до зшивання з епоксидною матрицею.

Приведено результати досліджень поверхневого шару первинних (традиційних) та оброблених атмосферною плазмою вуглецевих волокон методами рентгенівської фотоелектронної спектроскопії, інфрачервоної спектроскопії, раманівської спектроскопії (комбінаційного розсіювання світла) та електронно-мікроскопічного аналізу. Зроблено висновки про виконану роботу і оцінку отриманих результатів.

Отримані свідчення про поверхневий склад низькомодульних вуглецевих волокон дозволили зробити висновок про доцільність використання атмосферної плазмової обробки для поверхневої активації наповнювача (вуглецевих волокон) і адсорбції на ній активних функціональних груп, що відповідають за адгезійну міцність.

Ключові слова: низькомодульні вуглецеві волокна, обробка плазмою, рентгеноелектронна спектроскопія, інфрачервона спектроскопія.

*I. A. Gusarova*¹

Head of department, Cand. Sci. in Tech.

*T. A. Man'ko*²

Dr. Sci. in Tech., Professor

*O. P. Romenska*¹, Engineer,

E-mail: olgaromenskaja@gmail.com

*O. V. Litor*¹, Engineer

¹ Yuzhnoye State Design Office,

3, Krivorizka Str., Dnipro, Ukraine 49008

² Oles Honchar Dnipro National University,

72 Gagarin Ave, Dnipro, Ukraine, 49010

RESEARCH OF THE MECHANISM OF INFLUENCE OF PLASMA PROCESSING ON THE PROPERTIES OF LOW MODULUS CARBON FIBERS

The mechanism of influence of high-energy plasma flows on the properties of low modulus carbon fibers is studied. Plasma treatment is a promising direction for increasing the adhesion of carbon fiber to an epoxy matrix and the strength of composite materials. We present the technology for processing of the traditional carbon fiber with the plasma of the dielectric barrier discharge, where air acts as a plasma-forming gas. The activation of the plasma-forming gas and its saturation with functional groups was proposed to be carried out with the addition of chemical precursors — acrylic acid and allylamine. The purpose of using chemical precursors is to create functional groups OH, COOH, C = O, C-O-C, -O-O-, NH₂, N, and others on the surface of carbon fiber. These groups are responsible for the ability of the material to crosslink with the epoxy matrix.

The results of studies of the surface layer of traditional carbon and atmospheric plasma-processed fibers by X-ray photoelectron spectroscopy, infrared spectroscopy, Raman spectroscopy, and electron microscopic analysis are presented. The obtained results and their assessment are given.

The data on the surface composition of low-modular carbon fibers made it possible to assess the expediency of using the atmospheric plasma treatment to activate the surface of the filler (carbon fibers) and adsorb on it the active functional groups responsible for adhesive strength.

Keywords: low modulus carbon fiber, plasma treatment, X-ray electron spectroscopy, infrared spectroscopy.